

В. П. СЕЛЕЗНЕВ
М. Л. КИРСТ
СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

СЕЛЕЗНЕВ В. П. КИРСТ М. А.

СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА—1965

УДК 629.197.3

Селезнев В. П., инженер-полковник, доктор технических наук, профессор; **Кирст М. А.**, кандидат технических наук

СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ

В книге излагаются особенности и принципы построения систем навигации.

Рассматриваются принципы действия и устройства датчиков первичной навигационной информации. Главное внимание уделяется астрономическим, инерциальным и комплексным системам навигации. Рассказывается об особенностях применения навигационных систем на различных этапах космического полета.

В книге использованы данные, опубликованные в советской и зарубежной открытой печати.

Книга рассчитана на летный и инженерно-технический состав ВВС, слушателей и курсантов авиационных и авиационно-технических учебных заведений ВВС, ГВФ, ДОСААФ и всех читателей, интересующихся вопросами навигации космических кораблей.

$\frac{1\text{-}12\text{-}4\text{-}7}{157\text{—}65}$

ВВЕДЕНИЕ

Наша Родина — первооткрывательница новой эры в развитии человечества, эры освоения космоса. Огромные достижения советской науки и техники в освоении космоса, героические полеты первых советских космонавтов позволяют рассматривать дальние космические полеты не как дело далекого будущего, а как очередные задачи развития отечественной науки и техники.

Осуществление дальнего космического полета является сложной научно-технической проблемой, в решении которой принимают участие представители самых разнообразных отраслей науки и техники.

Уже в настоящее время разрабатываются технические проекты полета человека на Луну, а затем и на планеты Солнечной системы. Создаются новые виды ракет и оборудование для таких полетов, обучаются космонавты для решения сложнейших задач межпланетного полета.

Важное значение для космических полетов имеет управление летательными аппаратами. Проблема управления полетом космических аппаратов включает многое: выбор оптимальной траектории полета, вывод на расчетную орбиту, ориентацию корабля в пространстве, управление полетом на всех участках траектории, контроль за параметрами движения корабля и окружающей обстановкой, маневрирование с целью посадки на планету и возвращение с нее на Землю. К проблеме управления полетом относится и организация встречи космических аппаратов на орбитах для сборки космических станций, а также для перехвата целей, ведения разнообразной научной работы и т. п.

Сложность управления космическим кораблем, необходимость высокой точности навигации и ограниченное время для решения навигационных задач предопределяют ведущую роль автоматических систем навигации и управления. На человека возлагается задача контролировать работу аппаратуры, решать сложные логические задачи при аварийном управлении и вести научные работы по заданной программе.

В этой книге, составленной по материалам, опубликованным в отечественной и зарубежной литературе, рассматриваются общие вопросы и методы космической навигации, элементы орбитального движения летательных аппаратов, принципы построения и особенности использования многочисленных датчиков навигационной информации и различных автономных и неавтономных систем навигации. Особое внимание уделено принципам построения сложных автоматических навигационных комплексов как бортового, так и наземного оборудования.

Навигационные системы служат для измерения многочисленных физических параметров и дают многообразную навигационную информацию, необходимую для управления полетом космических кораблей. Изучение навигационного оборудования связано с рядом трудностей, так как принципы действия навигационных приборов и систем базируются на самых разнообразных физических явлениях. К ним относятся явления механики и особенно гироскопии, астрономии и небесной механики, радиотехники, светотехники, квантовой механики и т. п.

Высокая точность и надежность работы навигационных приборов и систем достигаются за счет применения новейших открытий в области материалов, радиоэлектроники, способов оптимальной обработки информации и автоматизации процессов измерений.

Навигационные системы имеют очень сложное устройство, поэтому в книге по возможности дано популярное их описание с иллюстрацией на принципиальных схемах или блок-схемах навигационных устройств. Многие вопросы, связанные с изложением принципов подбора оптимальных параметров навигационных систем и оценкой их погрешностей, требуют применения сложного математического аппарата и поэтому в данной книге затрагиваются поверхностно. Изучить эти вопросы можно по специальной литературе, список которой приведен в конце книги.

Развитие навигационной техники происходит так бурно, что всякая систематизация навигационных устройств, как правило, оказывается неполной. Многие понятия, терминология и классификация навигационных систем еще находятся в стадии развития и становления, поэтому в книге использованы некоторые предложения в этой области, изложенные в печати у нас и за рубежом.

Глава I

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ В РАЗВИТИИ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ

§ 1.1. ВИДЫ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Космические летательные аппараты (КЛА) разделяются на искусственные спутники Земли (ИСЗ) и межпланетные летательные аппараты (МЛА).

Искусственные спутники Земли предназначены для полетов в непосредственной близости от Земли, а межпланетные летательные аппараты — для полетов в межпланетном пространстве. В этом их основное различие, так как при полете они испытывают воздействие различных гравитационных полей: ИСЗ — гравитационного поля Земли, а МЛА — гравитационных полей Земли, Солнца и других планет. Воздействие же гравитационных полей является одним из факторов, определяющих траекторию полета КЛА. Траектория полета космического летательного аппарата состоит из следующих участков:

— выведения на орбиту;

— полета в космическом пространстве;

— возвращения в плотные слои атмосферы и посадки.

При полете КЛА должны производить различные маневры: переход с траектории взлета на орбиту спутника, промежуточные изменения траектории, необходимые для выхода на межпланетную траекторию, встречи

и стыковки одного аппарата с другим и маневры на конечном участке полета.

Межпланетные летательные аппараты могут не возвращаться обратно на Землю, а совершать облет других планет и посадку на них или стать «искусственными планетами» Солнечной системы.

Искусственные спутники Земли, как правило, летают по замкнутым орбитам, которые имеют форму круга или эллипса. Космические летательные аппараты движутся по более сложным траекториям, форма которых определяется целью полета. Рассмотрим, например, особенности траектории движения КЛА от Земли до Марса.

Траектория может иметь несколько участков, на которых изменяются начала отсчетов, уравнения движения, поля тяготения. Первый участок полета — это пространство между Землей и Луной, траектория движения на этом участке может быть аппроксимирована гиперболой, фокус которой расположен в центре Земли. Второй участок — пространство между Луной и Солнцем, траектория постепенно переходит в большой эллипс с фокусом в центре Солнца. На третьем участке Солнце является основным центром притяжения, а движение продолжается по эллипсу. При приближении к Марсу начинается четвертый участок. На этом этапе полета основное влияние на траекторию оказывают Марс и Солнце, эллипс постепенно переходит в гиперболу с фокусом в центре Марса. И, наконец, на последнем, пятом, участке полета решающую роль играет поле тяготения Марса, движение происходит по гиперболе.

В настоящее время разработано много вариантов полета КЛА к Луне, Марсу, Венере и другим планетам. При определении оптимальных траекторий КЛА учитывают расход топлива и время полета, которые должны быть минимальными. Чтобы эти величины были минимальными, нужно выбрать соответствующую траекторию полета КЛА. Однако эти требования противоречат друг другу, поэтому выбирается компромиссное решение. По-видимому, до получения топлива более эффективного, чем современное, при расчете траектории полета КЛА будет прежде всего учитываться расход топлива. Чтобы выдержать расчетные параметры движения, необходимо иметь достаточное количество наблюдений за положением КЛА и его скоростью.

Космические летательные аппараты — искусственные спутники и межпланетные летательные аппараты — могут применяться для выполнения полетов в научных и культурных целях. Искусственные спутники Земли уже сейчас применяются в качестве научных космических лабораторий для предсказания погоды, изучения верхних слоев атмосферы, гравитационных, магнитных и электрических полей Земли, космических лучей и др. Большое значение имеют ИСЗ для осуществления глобальной радиосвязи и навигации наземных подвижных объектов (кораблей, подводных лодок и самолетов), а также для передачи телевизионных сигналов.

Особое значение приобрели ИСЗ для разведки, для запуска ракет и т. п.

Межпланетные летательные аппараты позволят человеку изучить Вселенную, в первую очередь исследовать межпланетное пространство (частицы высокой энергии, космические лучи, солнечные корпускулярные потоки и т. п.), околопланетные пространства и поверхности самих планет. Большое значение имеет определение с большой точностью многих констант планет, особенно среднего расстояния между Землей и Солнцем (астрономическая единица), общей массы Земли и Луны и параметров орбит Венеры, Марса и др. Знание точных астрономических данных будет способствовать более успешному выполнению космических полетов. Некоторое представление об объеме технических и научных проблем можно получить из схемы рис. 1 *а*.

Перечисленные выше исследования могут проводиться автоматическими КЛА, управляемыми с Земли, или автономно с помощью оборудования, устанавливаемого на борту объекта, и КЛА, пилотируемыми человеком. В связи с этим большое значение приобретает разработка эффективных двигателей, систем дальней радиосвязи, контроля параметров движения и телеуправления, систем обеспечения жизнедеятельности экипажа КЛА и регулирования параметров герметических кабин (давление, влажность, температура и химический состав воздуха), а также разработка систем автоматической навигации и управления полетом,

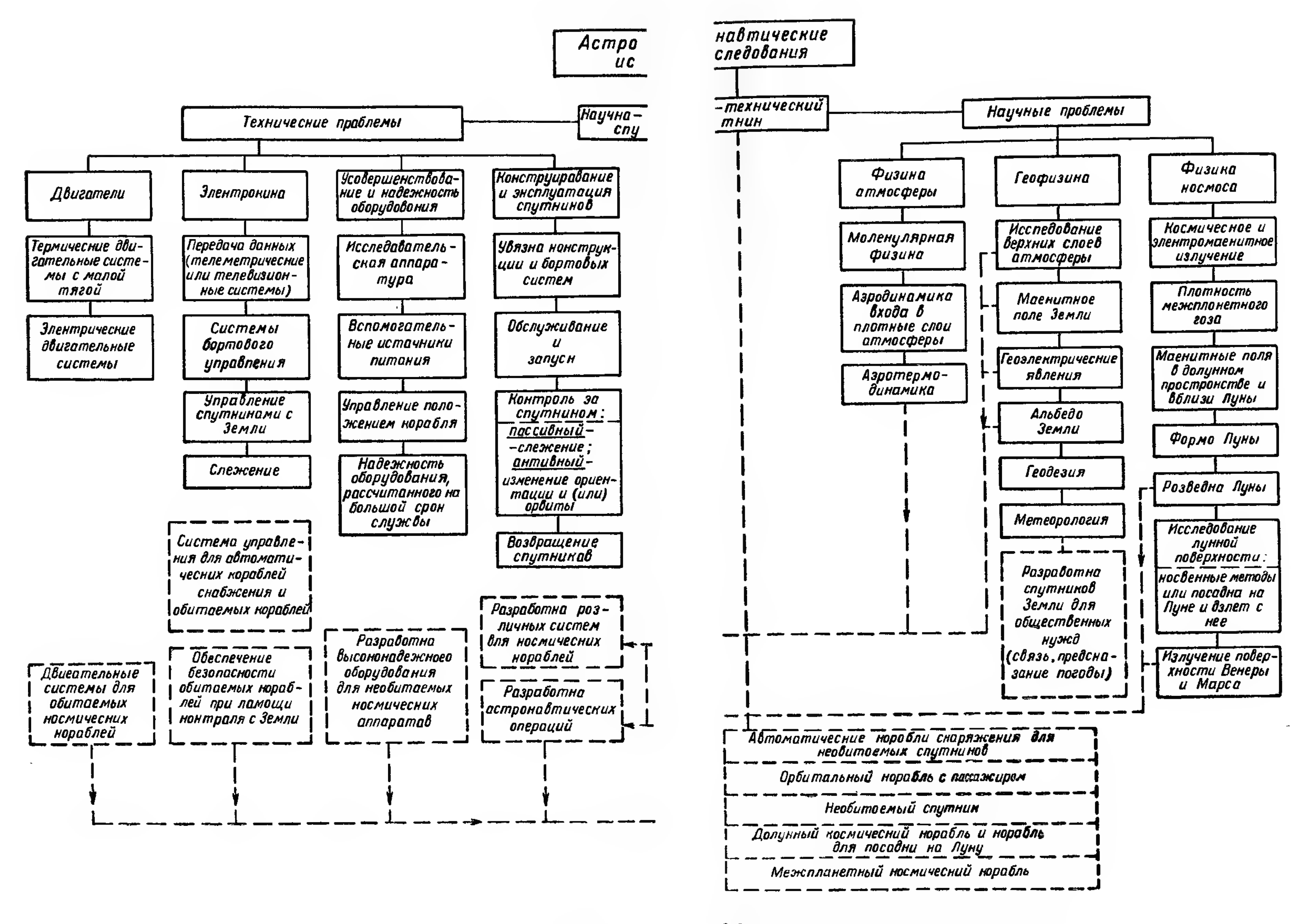


Рис. 1 *а*. Исследования в области астронавтики, проводимые с помощью автоматических спутников

Наведение и управление

Начальный разгон (регулирование скорости, общее для всех задач)
Маневры вблизи планет
Установление орбиты
Уточнение орбиты
Прохождение вблизи
Коррекция на среднем участке
Дискретная коррекция
Непрерывная коррекция
Конечный участок маршрута
Межорбитальный перелет
Попадание
Плавная посадка
Перехват
Стабилизация (управление положением)
Стабилизация на орбите
Стабилизация в космическом пространстве

Задачи (назначение полета)

1. Спутник Земли
1.1 Спутник с измерительными приборами
1.2. Космическая станция
2. Лунные космические корабли
2.1. Попадание на Луну
2.2. Облет вокруг Луны
2.3. Посадка на Луну
2.4. Спутник Луны
3. Межпланетные корабли
3.1. Межпланетная экспедиция (ракета с ионным двигателем)
4. Перелеты
5. Оружие против спутников

Рис. 1 *б.* Исследования в области астронавтики, проводимые с помощью автоматических спутников

§ 1.2. РОЛЬ НАВИГАЦИИ В КОСМИЧЕСКОМ ПОЛЕТЕ

Осуществление дальнего космического полета — это сложная научно-техническая задача, в решении которой принимают участие представители самых разнообразных отраслей науки и техники. Одной из важнейших задач является управление полетом космических летательных аппаратов.

Эта задача охватывает широкий круг вопросов: выбор оптимальной траектории полета, вывод КЛА на выбранную орбиту, стабилизация положения объекта на орбите и его ориентация в необходимом направлении, навигация объекта на всех этапах полета, посадка на планету, возвращение КЛА на Землю, осуществление маневров в космосе с целью встречи или стыковки с другими объектами.

Некоторое представление о задачах полета и выполняемых при этом функциях наведения и управления можно получить из схемы рис. 1 *б*.

Сложность задачи управления КЛА, высокие скорости и точность, с которой должно осуществляться управление, и ограниченное время для решения навигационных задач предопределяют ведущую роль автоматических средств навигации и управления.

Задача управления может быть полностью решена с помощью автоматических устройств, находящихся на борту КЛА, т. е. с помощью автономного управления. В ряде случаев управление осуществляется комплексом, включающим автоматическую бортовую систему и сеть измерительных пунктов и пунктов управления, расположенных либо на Земле, либо на специальных искусственных спутниках, а в будущем и на других планетах.

Бортовая и наземная аппаратура управления космическим полетом представляет собой сложную и разнообразную электронно-вычислительную и радиотехническую аппаратуру, основанную на использовании современной радиоэлектроники, автоматики и техники управления и измерения на расстоянии.

Для проведения космических полетов необходимо знать параметры движения КЛА, которые на всех участках траектории полета определяются с помощью системы навигации, являющейся одной из важнейших составных частей управления. К параметрам первичной

навигационной информации, которые необходимо измерять, относятся следующие:

— направление осей навигационной системы координат;

— углы, угловые скорости и ускорения поворота летательного аппарата относительно навигационной системы координат;

— составляющие линейных ускорений и скоростей центра массы летательного аппарата;

— время полета и пролета каких-либо ориентиров и точек в пространстве;

— координаты места относительно навигационной системы координат и ориентиров, начальной и конечной точек маршрута;

— навигационные параметры, отклоняющиеся от величин, заданных программой;

— скорости движения и координаты местонахождения небесных тел, их размеры, массы и силы притяжения.

При движении космического летательного аппарата на различных участках траектории на него действуют поля сил, величина и направление которых зависят от координат и времени. Такое движение КЛА называется возмущенным. От точного знания возмущающих сил зависит точность расчета и прогнозирования траекторий движения КЛА.

На искусственные спутники Земли при полете влияют следующие возмущающие силы: нецентральность поля тяготения Земли и неравномерность распределения массы в земной коре, сопротивление верхних слоев атмосферы, взаимодействие электрического и магнитного полей Земли с магнитной массой аппарата и электрическим током, протекающим в его корпусе и приборах, и др. На межпланетные летательные аппараты, кроме указанных выше возмущений, которые действуют на сравнительно небольших расстояниях от Земли, оказывают воздействие давление солнечной радиации и электромагнитной радиации летательного аппарата, гравитационные поля небесных тел и Земли, метеорные частицы и космическое излучение, движущиеся элементы внутри аппарата и др.

В ряде случаев указанные физические возмущения используются для создания естественных (пассивных)

воздействий на КЛА, регулируемых системами стабилизации. К таким возмущениям относятся гравитационное и магнитное поля Земли, градиент гравитационного поля Земли и других небесных тел, давление солнечного излучения.

Отличительной особенностью космической навигации являются весьма высокие требования к точности определения навигационных параметров в течение длительного времени и при прохождении огромных расстояний. Так как время полетов КЛА может быть весьма продолжительным, например время полета до Луны составляет примерно 60 часов, а до Марса (в один конец) примерно 1 год, требования к надежности работы оборудования предъявляются весьма жесткие. Если при полете на Марс вероятность отказа в работе оборудования должна быть не более 1%, то время безотказной работы между двумя последовательными вероятными отказами должно составлять 600 000 часов, т. е. 68 лет! Выполнение этих требований, безусловно, представляет очень сложную техническую проблему. Однако если аппаратура, установленная на борту КЛА, работает не все время, а включается на короткое время для проведения измерений навигационных параметров и осуществления коррекции траектории, то требования к надежности работы оборудования немного понижаются.

Вес и габариты систем навигации КЛА должны быть минимальными, так как увеличение веса аппаратуры вызывает значительное увеличение общего веса КЛА. Реализация систем навигации с учетом вышеперечисленных основных требований, а также реальных условий полета (невесомость и вакуум, космическая пыль, большие градиенты температур) представляет сложную техническую проблему.

§ 1.3. ВИДЫ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Навигационные системы разделяются на автономные, неавтономные и комплексные.

Автономные навигационные системы осуществляют измерения аппаратурой, находящейся на борту летательного аппарата. Их работа не зависит от радиотехнических и оптических средств информации, располагаемых на Земле и других космических телах.

Неавтономные навигационные системы используют внешнюю навигационную информацию, получаемую от наземных радиотехнических, оптических и других систем.

Автономные системы навигации могут применяться в любом месте околосолнечного пространства и в космосе. Эти системы навигации являются основными и практически единственными при дальних межпланетных и космических полетах. К ним относятся:

— инерциальные системы, основанные на измерении ускорений и их интегрировании во времени с целью получения скорости и координат положения;

— астрономические системы, позволяющие получать координаты местонахождения, скорость и время полета путем измерения угловых размеров небесных тел и направлений на них, а также величину допплеровских смещений в спектрах излучения звезд и планет;

— астро-инерциальные системы, сочетающие функции инерциальных и астрономических систем;

— системы, основанные на использовании энергии электромагнитного излучения Солнца и других планет;

— системы моделирования параметров движения.

Кроме этих основных систем, существуют и другие системы автономной навигации, основанные на магнитных, радиолокационных и других измерениях.

Неавтономные системы навигации в основном применяются для управления и контроля параметров движения КЛА на активном участке взлета и при полете в пределах солнечного пространства. С помощью этих систем измеряются угловые положения (пеленги) и расстояния от КЛА до радиотехнических и оптических станций, а также скорости движения летательных аппаратов.

К неавтономным системам навигации относятся:

— радиотехнические системы (радиолокаторы, интерферометры);

— оптические угломерно-дальномерные системы.

В состав комплексных систем входят как автономные, так и неавтономные средства навигации. В настоящее время комплексные системы играют решающую роль при осуществлении космических полетов.

Глава II

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Определение навигационных параметров КЛА заключается в сложных измерениях, осуществляемых с помощью приборов и автоматов. Эти параметры должны дать представление о характере движения КЛА как твердого тела в космическом пространстве с учетом характера движения других небесных тел. Основные навигационные параметры служат для определения положения центра массы КЛА, т. е. координат центра масс и скорости его движения. Такие навигационные параметры, как угловые координаты летательного аппарата относительно орбитальной системы координат, имеют большое значение для управления тягой двигателей и ориентации КЛА.

Непосредственно определить навигационные параметры трудно, а подчас невозможно. Поэтому для их определения пользуются косвенными методами измерений. С помощью бортовых приборов измеряют какие-либо физические величины или параметры, которые определенным способом связаны с навигационными параметрами. Поскольку функциональная связь между измеренным и навигационным параметрами известна, то можно определить и сам навигационный параметр. Измеренные величины представляют первичную навигационную информацию, которая обрабатывается с помощью вычислительных устройств с целью получения навигационной информации (навигационных парамет-

ров). Установлено, что, чем больше имеется первичной навигационной информации, тем более точны и достоверны сведения о характере движения КЛА. Поэтому на борту КЛА стараются установить максимальное количество измерительных устройств, дающих первичную информацию.

Рассмотрим основные параметры, определяющие местоположение КЛА, и системы координат, в которых производятся навигационные измерения.

§ 2.1. НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

Одним из основных вопросов навигации является вопрос о том, что принять за начало отсчета линейных и угловых координат летательного аппарата. В качестве начала отсчета принимают систему координат, называемую навигационной системой координат.

На разных этапах полета используются разные навигационные системы координат. Как правило, это сферические или прямоугольные навигационные системы координат, а их начала — центры небесных тел или какие-либо ориентиры на поверхности этих тел. Направления осей координат неизменны относительно звездного (или инерциального) пространства или жестко связаны с опорным небесным телом и участвуют в его вращении. В процессе полета можно переходить от одной системы координат к другой, более удобной для отсчета.

Практикой установлено, что ошибки в определении координат летательного аппарата увеличиваются по мере удаления его от начала навигационной системы координат. Поэтому в процессе полета нужно стремиться воспользоваться теми системами координат, которые расположены ближе к летательному аппарату. Например, при полете вокруг Земли удобно пользоваться системой координат, связанной с Землей, а в районе Луны — лунной системой координат. Замена одной системы координат другой возможна только при условии, если известны их относительные положения.

Рассмотрим особенности навигационных систем координат, применяемых на различных этапах полета, начиная со старта ракеты-носителя и кончая посадкой на какую-либо планету.

При старте ракеты с Земли обычно пользуются навигационной системой координат, связанной с Землей, т. е. географической или геоцентрической системой координат. В географической системе координат используется земной эллипсоид и за основную плоскость принята

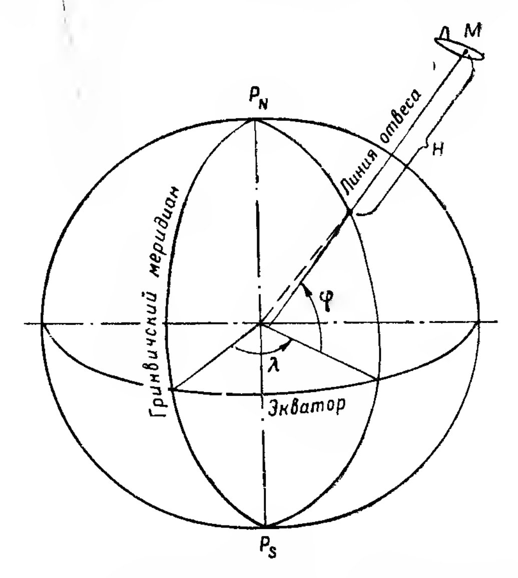


Рис. 2. Географическая система координат (P_N и P_S — Северный и Южный полюсы Земли)

плоскость экватора. Положение объекта (точка M на рис. 2) определяется широтой φ, отсчитываемой между направлением линии отвеса и плоскостью экватора, долготой λ и высотой H относительно поверхности эллипсоида. Геоцентрическая система координат отличается от географической только способом отсчета широты. В геоцентрической системе Земля принимается за шар, отсчет широты ведется между плоскостью экватора и направлением радиуса-вектора. Способ отсчета долготы такой же, как в географической системе координат. Есть еще ортодромическая система координат, в которой за основную плоскость отсчета принимают плоскость большого круга, проходящую через центр Земли.

Географическая и геоцентрическая системы координат используются для определения координат места старта ракеты, расположения ориентиров и целей на земной поверхности, а также при навигации объектов, движущихся по поверхности Земли или в атмосфере.

При определении траектории ракет на активном участке в некоторых случаях применяются декартовы системы координат с началом в месте старта. Ориентация осей координат обычно выбирается такой, чтобы одна из горизонтальных осей была направлена в сторону заданного движения ракеты, другая совпадала с линией отвеса, а третья лежала в горизонтальной плоскости, образуя правую систему координат. При старте ракеты не с Земли, а с какой-либо другой планеты или небесного тела можно применять аналогичные системы координат, жестко связанные с этими небесными телами.

При выходе космического летательного аппарата на орбиту влияние вращения Земли на его полет становится ничтожно малым или вообще исчезает. Поэтому параметры его движения лучше определять с помощью системы координат, оси которой не вращаются относительно инерциального пространства. Начало такой системы координат обычно совмещают с центром небесного тела, являющегося опорным. Если таким телом является какая-либо планета, в том числе и Земля, то подобная система координат называется планетоцентрической.

В астрономии и космической навигации в околоземном пространстве чаще используется так называемая экваториальная система координат, являющаяся разновидностью планетоцентрической системы координат. В качестве основной плоскости отсчета в экваториальной системе координат (рис. 3) принята плоскость экватора. Положение объекта (точки M) определяется сферическими координатами — склонением δ, прямым восхождением α и длиной радиуса-вектора R. Склонение — угловое расстояние объекта от экватора (положительный угол отсчитывается в сторону Северного полюса, отрицательный — в сторону Южного полюса). Прямое восхождение отсчитывается от точки весеннего равноденствия вдоль экватора в сторону вращения Земли. Точкой весеннего равноденствия называется точка пересечения эклиптики с экватором, в которой центр Солнца

21 марта переходит из южной половины небесной сферы в северную (эта точка обозначается знаком ♈).

Экваториальную систему координат используют для определения координат местонахождения звезд, Солнца, планет и других небесных тел, в том числе и космических летательных аппаратов. Кроме того, угол поворота

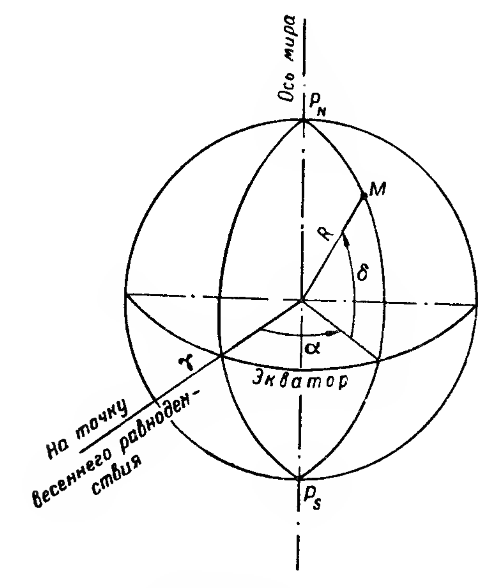


Рис. 3. Экваториальная система координат

Земли относительно экваториальной системы координат служит мерой времени: время одного оборота Земли составляет звездные сутки.

Другой разновидностью планетоцентрических систем координат, используемой в астрономии и космической навигации, является орбитальная система координат (рис. 4).

В этой системе координат за основную плоскость отсчета принимается плоскость орбиты летательного аппарата, проходящая через центр Земли. Положение плоскости орбиты относительно плоскости экватора определяется углом наклонения i. Пересечение этих плоскостей образует линию узлов ☊ — ☋. Точка ☊, через которую

летательный аппарат проходит из южной полусферы в северную, называется восходящим узлом орбиты. Противоположная точка ☋ называется нисходящим узлом орбиты. Положение плоскости орбиты относительно экваториальной системы координат определяется двумя углами — наклонением i и прямым восхождением α_{Ω} восходящего узла. Поскольку плоскость орбиты прохо-

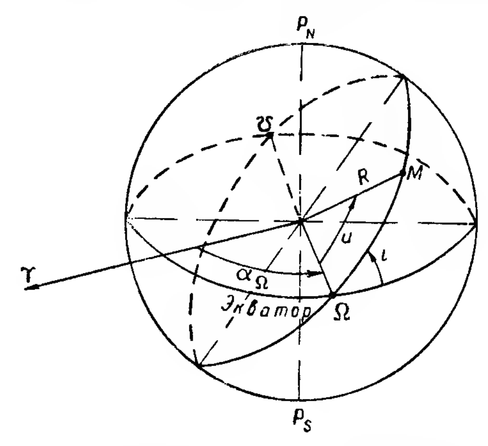


Рис. 4. Орбитальная система координат

дит через центр массы летательного аппарата, положение его в этой плоскости может быть определено по углу u между направлением на восходящий узел орбиты и направлением радиуса-вектора R, соединяющего летательный аппарат с центром Земли. Угол u называется аргументом широты. Углы i и α_{Ω} с течением времени изменяются вследствие прецессии орбиты.

Во время далеких межпланетных путешествий может возникнуть необходимость замены навигационной системы координат одного небесного тела навигационной системой координат другого. Так, например, при межпланетных полетах вне сферы тяготения Земли, когда основная сила тяготения создается Солнцем, удобнее использовать эклиптическую систему координат (рис. 5).

Начало этой системы координат совмещается с центром Солнца, а основной плоскостью является эклиптика (плоскость орбиты Земли). Положение летательного аппарата (точка M) определяется сферическими коор-

динатами — астрономической долготой λ, астрономической широтой μ и длиной радиуса-вектора R. Долгота отсчитывается вдоль эклиптики от точки весеннего равноденствия ϒ в сторону движения Земли по орбите. Широта определяется как угол между плоскостью эклиптики и радиусом-вектором.

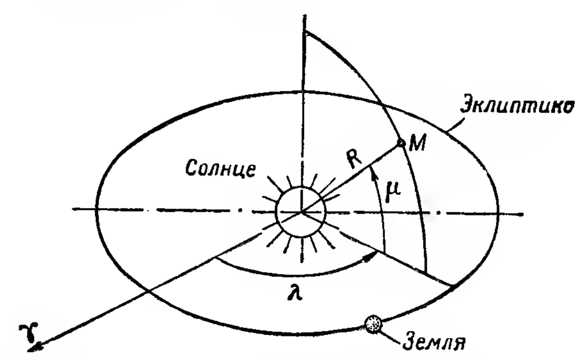


Рис. 5. Эклиптическая (гелиоцентрическая) система координат

Наряду с орбитальной системой, центр которой совпадает с центром Земли, в межпланетном полете может быть применена гелиоцентрическая орбитальная система координат. Основной плоскостью отсчета этой системы координат является плоскость орбиты летательного аппарата, проходящая через центр Солнца. Способ отсчета координат местонахождения в этом случае аналогичен способу отсчета относительно геоцентрической орбитальной системы координат.

В недалеком будущем при полетах к звездным мирам потребуется навигационная система координат, охватывающая пространство вне Солнечной системы. В качестве «опорного тела» в этом случае может быть использована Галактика. В такой системе координат, называемой галактической, за основную плоскость может быть принята средняя плоскость Млечного пути (плоскость Галактики). Эта плоскость отклонена на 62° относительно плоскости небесного экватора (рис. 6). Положение летательного аппарата (точка M) определяется галактической долготой l, галактической широтой b и длиной радиуса-вектора R.

Приведем некоторые термины, применяемые в астрономии и космической навигации для обозначения координат местонахождения. Точка, в которой линия, соединяющая небесное светило или летательный аппарат с центром Земли, пересекает земную поверхность, называется географическим местом светила (или летательного аппарата). Широта географического места совпадает со склонением. Долгота, измеряемая относительно гринвичского меридиана, называется гринвичским часовым углом $t_{гр}$. Если за начало отсчета долготы географического места светила принять меридиан наблюдателя (долгота самого наблюдателя обозначается λ), то такой угол называется часовым углом t:

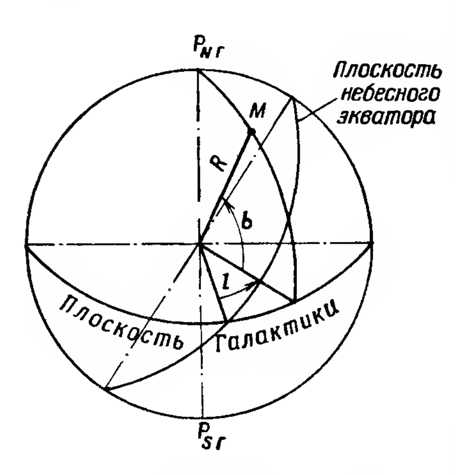


Рис. 6. Галактическая система координат

$$t_{гр} = \lambda + t.$$

Гринвичский меридиан вследствие вращения Земли поворачивается относительно точки весеннего равноденствия на угол, называемый гринвичским звездным временем (обозначается $S_{гр}$). Меридиан наблюдателя, где находится летательный аппарат, поворачивается относительно точки весеннего равноденствия на угол, называемый звездным временем (S).

Если учесть, что угол между гринвичским меридианом и меридианом наблюдателя соответствует долготе λ, так что $S = S_{гр} + \lambda$, а угол между направлением на точку весеннего равноденствия и меридианом наблюдателя является прямым восхождением α, то из геометрических построений следует

$$\alpha = S + t = S_{гр} + \lambda + t$$

или

$$t = \alpha - \lambda - S_{гр}.$$

Это соотношение углов позволяет осуществить переход от географической системы координат, жестко связанной с Землей, к экваториальной системе координат, не участвующей во вращении Земли. Угол $S_{гр}$ непрерывно меняется вследствие вращения Земли на 360° за сутки или $7{,}28 \cdot 10^{-5}$ *рад/сек*.

Системы координат, связанные с летательным аппаратом

В полете необходимы угловая ориентация летательного аппарата, определение координат местонахождения каких-либо целей или ориентиров относительно системы координат, перемещающейся вместе с летательным аппаратом. В качестве такой системы координат при полетах у поверхности Земли используют горизонтальную систему координат. За основную плоскость отсчета в этой системе координат принята горизонтальная, перпендикулярная линия отвеса (рис. 7, *а*). Начало системы координат совпадает с центром массы летательного аппарата. Положение точки C в этой системе координат определяется сферическими координатами — высотой h, азимутом A и длиной радиуса-вектора r. Положительные направления отсчетов углов h и A показаны на рис. 7, *а* стрелками. Высота определяется как угол между направлением радиуса-вектора r и горизонтальной плоскостью. Азимут определяется в горизонтальной плоскости как угол между направлением меридиана и проекцией радиуса-вектора на горизонтальную плоскость. Вертикальная плоскость, проходящая через радиус-вектор, называется вертикалом.

Вместо сферической горизонтальной системы координат может быть использована прямоугольная горизонтальная система координат (рис. 7, *б*). При полете на орбите вертикальная ось $O\eta$ может совпадать с направлением геоцентрической вертикали, а горизонтальная ось $O\xi$ — с плоскостью географического меридиана или с плоскостью орбиты летательного аппарата. Можно использовать и свободную в азимуте горизонтальную систему координат, у которой абсолютная угловая скорость вокруг вертикальной оси равна нулю (подобная система координат иногда применяется в некоторых инерциальных системах навигации). Выбор той или иной

горизонтальной системы координат зависит от способа угловой ориентации летательного аппарата или его аппаратуры, а также от характера выполняемых им функций.

Для удобства ориентации летательного аппарата с его корпусом связывают систему координат. Применяют обычно прямоугольную систему координат XYZ, ориентированную, например, по направлениям главных осей инерции летательного аппарата. При помощи этой системы координат некоторые возмущающие моменты, особенно гравитационный момент, определить значительно проще. Однако наличие подвижных частей внутри летательного аппарата приводит к смещению главных моментов инерции относительно корпуса. Вследствие этого система координат становится «блуждающей», что затрудняет ее использование.

Рис. 7. Горизонтальные системы координат:
а — сферическая система координат; *б* — прямоугольная система координат

Наиболее распространены системы координат, жестко связанные с корпусом. Ориентация осей этих систем координат определяется осями симметрии летательного аппарата. На рис. 8 показана система координат XYZ, начало которой совмещено с центром массы летательного аппарата, ось OX направлена вперед по продольной оси, ось OY — по нормальной оси вверх, а ось OZ — по поперечной оси вправо.

Положение летательного аппарата относительно горизонтальной системы координат $O\xi\eta\zeta$ определяется тремя углами: истинным курсом ψ, углом тангажа ϑ и креном γ.

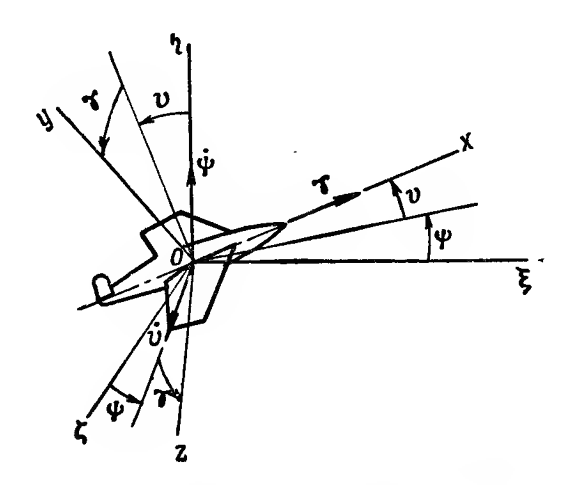


Рис. 8. Система координат, жестко связанная с летательным аппаратом

Истинный курс ψ определяется как угол между направлением географического меридиана и проекцией продольной оси OX летательного аппарата на горизонтальную плоскость. Угол ψ отсчитывается от северного направления в восточную сторону от 0 до 360°. Однако для принятой правой системы координат угол ψ считается положительным при повороте системы координат $OXYZ$ вокруг вертикальной оси против часовой стрелки, если смотреть с положительного направления оси η. При этом вектор $\dot{\psi}$ угловой скорости направлен вверх по положительному направлению оси $O\eta$.

Угол тангажа ϑ — это угол между продольной осью OX и горизонтальной плоскостью. Угол крена γ получается путем поворота системы координат $OXYZ$ вокруг продольной оси OX.

Техническая реализация навигационных систем координат

Все рассмотренные выше навигационные системы связаны с какими-либо направлениями в звездном пространстве или с Землей. Летательный аппарат обычно не имеет непосредственной связи с этими системами координат. Поэтому для измерения навигационных параметров необходимо иметь на летательном аппарате «копии», или «дублеры», навигационных систем координат. Иначе говоря, на летательном аппарате должны быть устройства, воспроизводящие или реализующие такие системы координат, оси которых были бы параллельны осям навигационных систем координат. С помощью таких устройств можно определять угловые положения летательного аппарата, направление и величину ускорений, скорости полета и координаты местонахождения.

Реализация систем координат, не вращающихся относительно инерциального пространства (экваториальной, гелиоцентрической и галактической), осуществляется с помощью свободных гироскопов (с тремя степенями свободы) и пеленгаторов небесных светил, автоматически или неавтоматически определяющих направления на небесные светила. Поскольку размеры Солнечной системы малы по сравнению с расстояниями до звезд, направления на звезды остаются практически параллельными сами себе при любом перемещении летательного аппарата в пределах Солнечной системы.

Техническая реализация систем координат, неподвижных относительно Земли (географической, геоцентрической и ортодромической), осуществляется с помощью стабилизатора (рис. 9), ориентированного по направлениям экваториальной системы координат $OX_0Y_0Z_0$ (ось OX_0 направляется на точку ♈ весеннего равноденствия, а ось OZ_0 — перпендикулярна плоскости экватора). На платформе *3* стабилизатора жестко закрепляется часовой механизм *2*, выходная ось которого вращается с угловой скоростью $\omega_з$, равной суточной угловой скорости вращения Земли. К выходной оси часового механизма прикреплена платформа *1*, которая и реализует географическую (или геоцентрическую, или ортодромическую) систему координат $OX_gY_gZ_g$. Ось OZ_g совмещается с осью вращения часов и осью OZ_0 экваториальной системы, оси

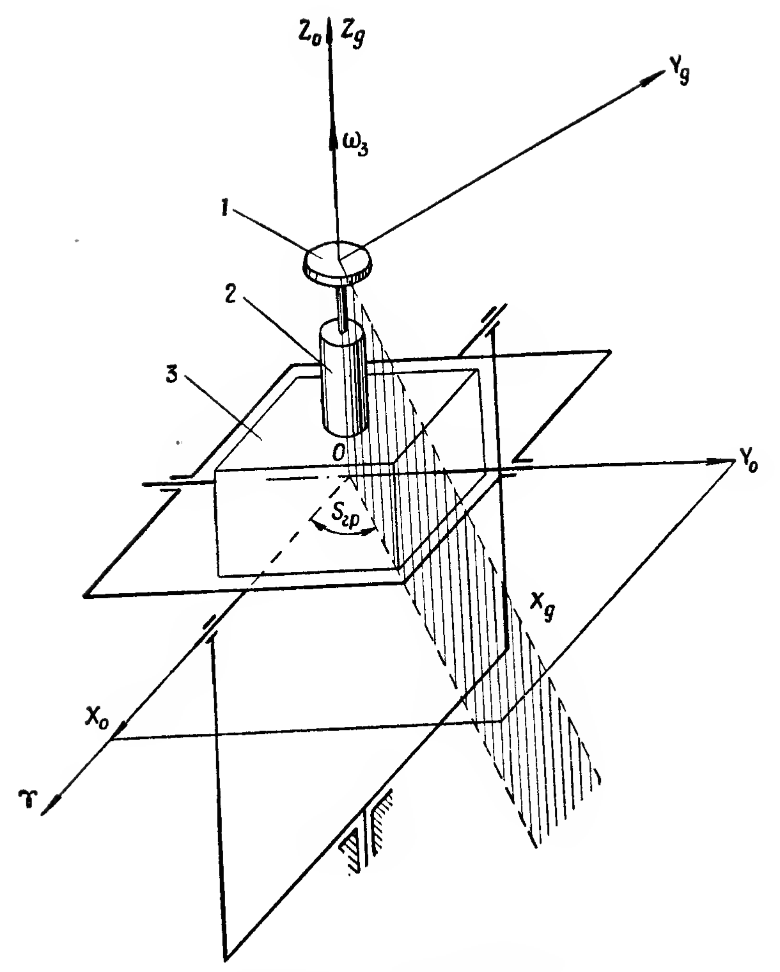


Рис. 9. Стабилизатор, реализующий экваториальную и географическую системы координат

OX_0 и OY_0 параллельны плоскости экватора и вращаются часовым механизмом. Двугранный угол между плоскостями Z_0OX_0 и Z_gOX_g должен быть равен гринвичскому звездному времени $S_{гр}$, тогда плоскость X_gOZ_g совпадает с гринвичским меридианом.

Техническая реализация горизонтальных систем координат осуществляется с помощью измерителя направ-

ления вертикали места и компаса. Вертикальная ось $O\eta$ системы координат совмещается с помощью вертикали по направлению линии отвеса (или гравитационного поля, или геоцентрической вертикали), а горизонтальная ось $O\zeta$ — с помощью компаса по заданному направлению в азимуте (по меридиану, по ортодромии или в плоскости орбиты). Принципы действия и устройство стабилизаторов, вертикалей и компасов, реализующих различные системы координат, будут рассмотрены ниже.

§ 2.2. ПАРАМЕТРЫ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КЛА

При движении на КЛА действуют силы тяготения небесных тел, силы тяги двигателей, силы сопротивления окружающей среды (особенно при полетах в верхних слоях атмосферы) и силы взаимодействия летательного аппарата с различными полями. Совокупность всех этих сил уравновешивается силами инерции массы летательного аппарата. Составив уравнения равновесия всех действующих внешних сил и уравновешивающих инерционных сил по направлениям трех осей координат, получим три уравнения динамики движения центра массы КЛА. Решение этих дифференциальных уравнений позволяет найти скорость и координаты центра массы КЛА в любой момент времени с учетом начальной скорости и координат места вылета.

Однако решить эту задачу довольно трудно. Во-первых, не всегда удается определить внешние силы, действующие на летательный аппарат. Особенно трудно учесть влияние сил тяготения многих небесных тел, движущихся по своим орбитам. Во-вторых, получающиеся дифференциальные уравнения движения летательного аппарата весьма сложные (нелинейные и с переменными коэффициентами). Решить такие уравнения можно только с помощью электронных вычислительных машин. На практике пользуются приближенными методами решения задачи.

Вначале изучают невозмущенное движение космического корабля в центральном поле тяготения Земли. Особенность центрального поля заключается в том, что в любой точке пространства сила тяготения направлена к центру Земли и величина ее для данного расстояния

от центра Земли постоянна. Затем определяют изменения параметров движения, обусловленные возмущающими силами. Обычно эти силы являются некоторыми функциями координат космического корабля и его скорости полета. Задачу можно решить методом последовательного приближения. Зная координаты и скорость корабля при невозмущенном движении, определяют

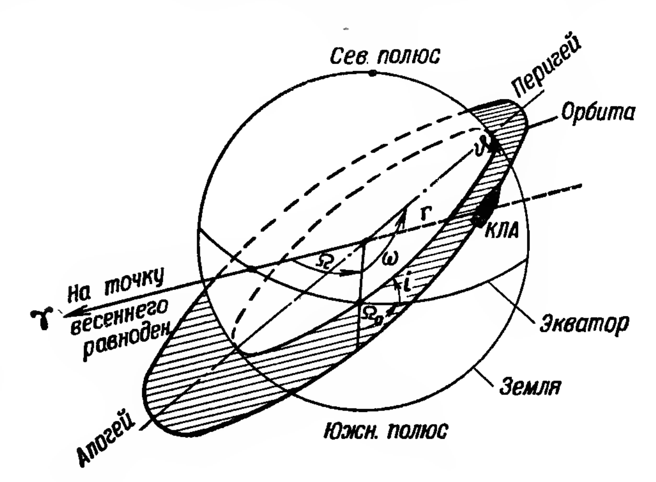


Рис. 10. Орбита космического летательного аппарата и ее элементы

возмущающие силы, а по этим силам находят поправки в изменяющиеся координаты и скорость корабля. Затем уточняют возмущающие силы и находят дополнительные поправки к параметрам движения и т. д. Результаты постепенно уточняются.

Рассмотрим элементы орбиты, по которой космический корабль движется вокруг Земли.

Невозмущенное движение космического корабля представляет кривую, лежащую в плоскости орбиты. Положение космического корабля определяют с помощью следующих пяти геометрических и одного динамического элементов (рис. 10):

— наклонение орбиты i — угол между плоскостью орбиты и плоскостью экватора;

— прямое восхождение Ω восходящего узла орбиты Ω_0 (угол Ω определяют между направлением на

точку весеннего равноденствия и линией пересечения плоскостей экватора и орбиты, называемой линией узлов);

— угловое расстояние ω перигея (перигей — ближайшая к Земле точка орбиты);

— большая полуось орбиты a; эксцентриситет орбиты e;

— момент прохождения τ космического корабля через перигей; вместо τ можно использовать истинную аномалию ϑ — угол между радиусом-вектором r и линией, соединяющей центр Земли с перигеем.

Движение космического корабля в плоскости орбиты характеризуется полярными координатами r и ϑ. Выражение, связывающее эти величины, имеет вид

$$r = \frac{p}{1 + e\cos\theta}, \quad (2.1)$$

где p — параметр орбиты (геометрически p есть половина хорды, проведенной через фокус перпендикулярно к главной оси).

Форма орбиты, выраженная уравнением (2.1), зависит от величины эксцентриситета e. Если $e = 0$, то $r = p = \text{const}$ и траектория космического корабля будет представлять окружность; при $0 < e < 1$ — эллипс, при $e = 1$ — параболу, а при $e > 1$ — гиперболу. Из уравнения невозмущенного движения космического корабля можно определить скорость, необходимую для вывода космического корабля на круговую, эллиптическую или параболическую орбиту. Для круговой орбиты

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}, \quad (2.2)$$

где постоянная тяготения $\mu = KM$ — произведение гравитационной постоянной ($K = 6{,}668 \cdot 10^{-8}$ $см^3 г^{-1} \cdot сек^{-2}$) на массу притягивающего тела M.

Скорость, с которой космический корабль выходит на круговую орбиту, называется первой космической скоростью.

Например, при среднем радиусе Земли $r_0 = 6371$ *км*, массе Земли $M = 5{,}98 \cdot 10^{27}$ *г*

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{3{,}99 \cdot 10^{20}}{6371 \cdot 10^5}} = 7{,}9 \cdot 10^5 \text{ см/сек} = 7{,}9 \text{ км/сек}.$$

Для эллиптической орбиты

$$V_{в} < \sqrt{\frac{2\mu}{r_0}}. \quad (2.3)$$

Неравенство (2.3) показывает, что если скорость в конце активного участка будет меньше величины $\sqrt{\frac{2\mu}{r_0}}$, то орбита будет эллиптической.

Для круговой орбиты допускается одно-единственное значение скорости $V_{кр}$. Точно выдержать скорость движения объекта, равную $V_{кр}$, технически очень трудно, поэтому осуществить запуск на эллиптическую орбиту несравненно легче, чем на круговую.

При $e = 1$ или $e > 1$ космический корабль уходит в межпланетное пространство, так как траектория относительно Земли является незамкнутой.

При $e = 1$ получаем параболическую скорость

$$V_{п} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_0}} = \sqrt{2}\, V_{кр}. \quad (2.4)$$

Эта скорость, с которой космический корабль будет двигаться относительно Земли по параболической траектории, называется второй космической скоростью. Например, у поверхности Земли

$$V_{п} = 1{,}41 \cdot 7{,}9 = 11{,}2 \text{ км/сек}.$$

Следует отметить, что траектория полета такого космического корабля будет иметь форму параболы относительно Земли только до момента входа его в сферу притяжения Солнца или другой планеты. В дальнейшем траектория будет определяться силами, действующими на космический корабль со стороны другого небесного тела.

В космических полетах рассматривают еще третью космическую скорость, с которой космический корабль выходит за пределы Солнечной системы. Третья космическая скорость определяется по формуле

$$V_{3} = \sqrt{\frac{2\mu_C}{r_0}}, \quad (2.5)$$

где μ_C — постоянная тяготения Солнца;

r_0 — радиус-вектор космического корабля относительно центра Солнца.

Для земной орбиты $V_3 = 42{,}1$ *км/сек*. Если учесть скорость движения Земли по орбите вокруг Солнца, равную около 29,8 *км/сек*, то скорость, которую нужно сообщить космическому кораблю при запуске с Земли, может быть различной в зависимости от направления запуска.

При совпадении векторов скоростей космического корабля и центра Земли космическому кораблю необходимо сообщить скорость для выхода из сферы действия Земли около $42{,}1 - 29{,}8 = 12{,}3$ *км/сек*. Скорость, которую нужно сообщить космическому кораблю у поверхности Земли, равна

$$V = \sqrt{12{,}3^2 + 11{,}2^2} = 16{,}6 \text{ км/сек}.$$

По величине наклона плоскости орбиты к плоскости экватора различают орбиты:

— наклонные прямые при $0° < i < 90°$;
— наклонные обратные при $180° > i > 90°$;
— полярные при $i = 90°$;
— экваториальные прямые при $i = 0°$;
— экваториальные обратные при $i = 180°$.

Выше указывалось, что положение космического корабля на орбите определяется истинной аномалией ϑ, но оно может быть также определено аргументом широты $u = \omega + \vartheta$. Период обращения корабля вокруг Земли T_0 определяется по третьему закону Кеплера

$$\frac{T_0^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{K^2\mu}, \tag{2.6}$$

откуда

$$T_0 = \frac{2\pi}{K\sqrt{\mu}} a^{\frac{3}{2}}. \tag{2.7}$$

Если за единицы мер принять *см, г, сек*, то, принимая массу Земли M равной $5{,}974 \cdot 10^{27}$ *г*, астрономическую единицу равной $149{,}5 \cdot 10^{11}$ *см*, число секунд в сутках 86 400, получим постоянную тяготения $K^2 = 6{,}679 \cdot 10^{-8}$, $г^{-1}\ см^3\ сек^{-2}$.

Большинство запускаемых космических кораблей движутся по эллиптическим орбитам. При этом целесообразнее определять зависимость координат спутника от текущего времени. Такую зависимость дает уравнение Кеплера, которое связывает полярные координаты r и ϑ

точки орбиты со временем с учетом некоторых вспомогательных переменных. Такой вспомогательной переменной является средняя аномалия M. Она равна дуге, которую описывает корабль после достижения перигея, если он равномерно движется по круговой орбите, совершая полный оборот за реальный период обращения по эллиптической орбите. Это можно выразить формулой

$$M = \frac{2\pi}{T_0}(t - \tau) = n(t - \tau), \tag{2.8}$$

где τ — момент времени, в который корабль достигает перигея.

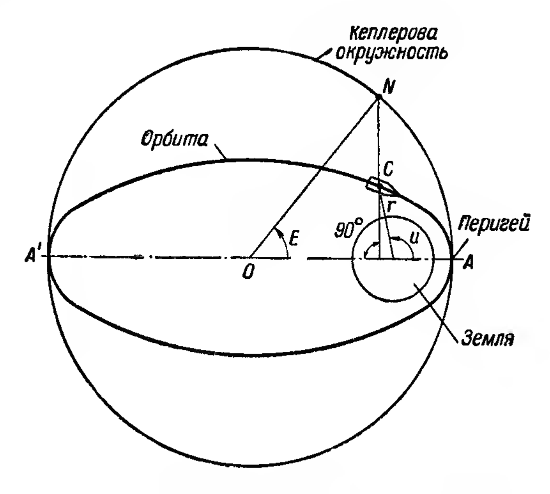


Рис. 11. Определение эксцентрической аномалии

Другой вспомогательной переменной является эксцентрическая аномалия E. На рис. 11 показано геометрическое построение, из которого можно определить величину E. На большей оси орбиты $A'A$, как на диаметре, построена Кеплерова вспомогательная окружность $A'NA$. Перпендикуляр к большой оси, проведенный через корабль (точка C), пересекается с этой окружностью в точке N. Угол NOA и есть эксцентрическая аномалия. При движении корабля его эксцентрическая аномалия, истинная аномалия (ϑ) и аргумент широты ($\bar{u}$) изменяются неравномерно. Уравнение Кеплера устанавли-

вает связь между эксцентрической аномалией E и средней аномалией M:

$$M = E - e \sin E. \tag{2.9}$$

Так как эксцентрическая аномалия однозначно связана с координатами корабля, а средняя аномалия является функцией времени, то уравнение Кеплера, по сути дела, является выражением зависимости координат от времени.

Таким образом, зная эксцентрическую аномалию E на данный момент t, по уравнению Кеплера можно определить среднюю аномалию M. Затем по формуле (2.8) можно определить время, прошедшее с момента прохождения кораблем перигея, а следовательно, и время его нахождения в перигее.

Так же рассчитывают элементы орбиты по данным наземных наблюдений. При прогнозировании же координат корабля можно использовать следующую методику.

Установив время нахождения в перигее τ, можно для любого момента t определить среднюю аномалию M и соответствующую ей эксцентрическую аномалию E. Зная E, можно найти полярные координаты корабля в плоскости орбиты (r и ϑ), а затем и прямоугольные координаты x, y, z.

Пользуясь уравнением Кеплера (2.9), можно представить координаты объекта по параметру эксцентриситета в виде такого ряда:

$$\left.\begin{aligned} E &= M + e \sin M + \frac{e^2}{2!} \sin 2M + \\ &+ \frac{e^3}{2!3!} (9 \sin 3M - 3 \sin M) + \ldots; \\ r &= a\Big[1 - e \cos M - \frac{e^2}{2} (\cos 2M - 1) - \\ &- \frac{e^3}{2!\,2^2} (3 \cos 3M - 3 \cos M) + \ldots\Big]; \\ u &= M + 2e \sin M + \frac{5}{4} e^2 \sin 2M + \\ &+ \frac{e^3}{12} (13 \sin 3M - 3 \sin M) + \ldots \end{aligned}\right\} \tag{2.10}$$

Эти выражения позволяют определить координаты корабля в плоскости орбиты для заданного момента времени t, если известны элементы орбиты a, e, τ, Ω, i, ω.

Определение элементов орбиты корабля при возмущенном движении — одна из наиболее трудных задач небесной механики. Под воздействием возмущающих сил элементы орбиты непрерывно изменяются. В данном случае истинная орбита корабля будет представлять огибающую семейства эллиптических орбит, имеющих общий фокус в центре Земли, элементы которых являются определенными функциями времени. Функции $\Omega(t)$, $\omega(t)$, $i(t)$, $a(t)$, $e(t)$, $\tau(t)$ называются оскулирующими элементами истинного движения корабля.

При возмущенном движении под влиянием несферичности Земли, сил притяжения других небесных тел и сопротивления атмосферы появляются возмущающие ускорения.

Возмущения, возникшие под влиянием нецентральности поля тяготения (причиной этого могут быть несферичность и неравномерная плотность небесного тела), приводят к изменению ориентации плоскости орбиты в пространстве.

Возмущения, вызванные силами сопротивления атмосферы, зависят от высоты полета. В перигее, когда высота полета наименьшая, а скорость наибольшая, сила торможения достигает максимальной величины. При этом космический корабль теряет скорость, что, в свою очередь, сказывается на высоте апогея. Апогей (точка наибольшего удаления корабля от Земли) постепенно снижается, а эллиптическая орбита приближается к круговой. Возмущающие силы влияют не только на изменение формы орбиты, но и на поворот плоскости орбиты (прецессия орбиты). Вследствие прецессии орбиты обычно с большей скоростью изменяется долгота восходящего узла (Ω и ω) и с меньшей скоростью наклонение орбиты.

§ 2.3. МЕТОДЫ НАВИГАЦИИ

Метод навигации — совокупность измерений первичных параметров и вычислительных операций, позволяющих определить скорость движения и координаты местонахождения объекта.

По способу получения координат места методы навигации разделяются на следующие группы:

1. Методы счисления пути.
2. Методы поверхностей положения.
3. Обзорно-сравнительные методы.
4. Методы моделирования траектории полета.

К первой группе относятся методы воздушного, радиолокационно-допплеровского и инерциального счисления пути.

Ко второй группе относятся различные радиотехнические, астрономические, магнитные, изобарические и другие методы навигации.

К третьей группе относятся методы, основанные на сравнении оптического, инфракрасного, радиолокационного и других изображений поверхности Земли, планет или звездного неба с географическими картами, географическими или звездными глобусами.

К четвертой группе относятся методы, основанные на предварительном определении траектории движения КЛА и моделировании ее с помощью счетно-вычислительных устройств на борту КЛА. Такие методы получили название аналитических методов навигации КЛА.

Все методы навигации обладают определенными достоинствами и недостатками, проявляющимися в соответствующих условиях полета. На летательных аппаратах используют несколько методов навигации, благодаря чему повышается точность и надежность навигационных измерений.

1. МЕТОДЫ СЧИСЛЕНИЯ ПУТИ

Методы счисления пути рассчитаны на получение координат места интегрированием во времени измеренных ускорений или скоростей.

Воздушное счисление пути

Воздушное счисление пути основано на измерении величины и направления скорости относительно воздуха и определении координат места интегрированием во времени составляющих скоростей по осям горизонтальной системы координат. Две координаты места в горизонтальной плоскости получают интегрированием скорости,

а третью координату — высоту полета — обычно определяют по высотомеру.

Метод воздушного счисления может быть использован при полетах ИСЗ на сравнительно невысоких орбитах, при возвращении КЛА в плотные слои атмосферы и посадке. Так как данный метод навигации дает низкие по точности результаты, он используется как аварийный.

Допплеровское счисление пути относительно поверхности Земли (планет)

Метод допплеровского счисления пути рассчитан на измерение радиолокационным способом скорости относительно поверхности Земли (или планеты) и на получение координат места интегрированием этой скорости по времени. Для измерения скорости используют бортовые радиолокационные станции. Их действие основано на измерении сдвига частоты радиосигнала, посланного передатчиком в сторону Земли и принятого приемником сигнала, отраженного ее поверхностью. Этот сдвиг частоты, называемый допплеровским, пропорционален измеряемой скорости полета. Допплеровская радиолокационная станция позволяет определить три составляющие W_ξ, W_η, W_ζ скорости летательного аппарата на оси горизонтальной системы координат. Координаты места получают интегрированием этих составляющих скоростей по времени.

По точности измерения скорости и координат места допплеровское счисление пути значительно превосходит воздушное.

Однако при измерении скорости допплеровскими радиолокационными станциями по мере увеличения высоты полета потребная мощность станции возрастает. Поэтому наибольшее применение современные допплеровские станции получили на самолетах. Допплеровские станции, основанные на излучении сигналов, могут быть использованы для навигации при полете КЛА вблизи поверхности Земли или планет, особенно в период спуска и посадки.

Астро-допплеровское счисление пути относительно небесных светил

Для определения скорости движения КЛА может быть использован эффект Допплера относительно выбран-

ных опорных небесных светил. При этом можно использовать собственные излучения небесных светил, а не посылать сигналы с КЛА. Суть этого метода заключается в следующем. Если КЛА и небесное светило движутся навстречу друг другу с относительной скоростью $V_{отн}$, то с помощью спектрографа можно обнаружить смещение линий спектра света, излучаемого небесным светилом. Величина смещения длины волны $\Delta\lambda$ связана с относительной скоростью зависимостью

$$\frac{V_{отн}}{c} = \frac{\Delta\lambda}{\lambda}$$

или

$$V_{отн} = \frac{\Delta\lambda}{\lambda} c, \qquad (2.11)$$

где c — скорость света;
λ — длина волны.

Таким образом, по смещению длины волны спектра можно определить скорость небесного светила относительно КЛА (такие скорости в астрономии называются лучевыми).

Если в качестве навигационной системы координат используется, например, экваториальная декартова система координат $OX_0Y_0Z_0$, то для навигации КЛА необходимо измерить три составляющие его скорости полета V_{X_0}, V_{Y_0}, V_{Z_0} относительно этой системы координат. Для этого нужно измерить лучевые скорости трех опорных небесных светил C_1, C_2, C_3, расположенных в различных участках неба.

В настоящее время измерены скорости нескольких тысяч небесных тел относительно экваториальной системы координат (сведения об этих скоростях приводятся в справочниках). Предположим, что известны векторы скоростей $\overline{V}_1$, $\overline{V}_2$, $\overline{V}_3$ небесных светил относительно системы координат $OX_0Y_0Z_0$.

Составляющие векторов $\overline{V}_1$, $\overline{V}_2$ и $\overline{V}_3$ на оси X_0, Y_0, Z_0 обозначим соответственно V_{X_1}, V_{Y_1}, V_{Z_1}, V_{X_2}, V_{Y_2}, V_{Z_2} и V_{X_3}, V_{Y_3}, V_{Z_3}. Предположим, что на борту КЛА есть три спектрографа для измерения смещений длины волны спектров опорных небесных светил и с их помощью измерены смещения длины волны $\Delta\lambda_1$, $\Delta\lambda_2$ и $\Delta\lambda_3$ соответственно для первого, второго и третьего небесных светил.

Тогда скорость этих светил относительно КЛА можно вычислить по формуле (2.11).

Связь между скоростями небесных тел и КЛА (V_{x_0}, V_{y_0}, V_{z_0}) относительно экваториальной системы координат можно определить по формуле

$$V^2_{отн_i} = (V_{x_i} - V_{x_0})^2 + (V_{y_i} - V_{y_0})^2 + (V_{z_i} - V_{z_0})^2, \qquad (2.12)$$

где $i = 1, 2, 3$ — номера светил.

Из уравнения (2.12) можно определить три неизвестных: V_{X_0}, V_{Y_0} и V_{Z_0}. Счисление пути выполняется интегрированием по времени составляющих скоростей V_{X_0}, V_{Y_0}, V_{Z_0}.

Рассмотренный метод счисления пути может быть применен в космических полетах любой протяженности как в пределах Солнечной системы, так и вне ее.

Однако техническая реализация спектрометров нужной чувствительности довольно трудна. Поэтому астродопплеровский метод счисления пути можно отнести пока к разряду возможных и перспективных методов космической навигации.

Инерциальное счисление пути

По закону Ньютона под действием силы тяготения и активных негравитационных сил возникает ускоренное движение центра массы летательного аппарата. Это ускорение определяется относительно инерциального пространства и является абсолютным. Составляющими абсолютного ускорения на оси инерциальной системы координат являются:

$$\ddot{R}_X = g_X + a_X;$$
$$\ddot{R}_Y = g_Y + a_Y;$$
$$\ddot{R}_Z = g_Z + a_Z, \qquad (2.13)$$

где g_X, g_Y, g_Z — составляющие гравитационного ускорения;
a_X, a_Y, a_Z — составляющие ускорения, вызванные активными силами.

Акселерометрами, являющимися чувствительными элементами инерциальных систем счисления пути, измеряют только составляющие ускорения a_X, a_Y, a_Z. Для

этого необходимо иметь три акселерометра, оси чувствительности которых ориентированы по соответствующим осям инерциальной системы координат. Составляющие гравитационного ускорения не измеряются непосредственно какими-либо приборами, поэтому величины g_X, g_Y, g_Z должны быть заданы каким-либо другим способом.

Координаты места относительно инерциальной системы координат можно определить двойным интегрированием по времени составляющих абсолютных ускорений.

2. МЕТОДЫ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПОЛОЖЕНИЯ

Методы поверхностей положения заключаются в определении координат места с использованием трех поверхностей положения, полученных в результате физических измерений.

Астрономическая навигация

Координаты места космического объекта могут быть определены с помощью астрономических поверхностей положения.

Рассмотрим некоторые возможные астрономические поверхности положения.

Если с помощью бортовых приборов удается измерить расстояние до центра небесного тела R, то геометрическим местом точек при $R = \text{const}$ будет сфера (рис. 12, *а*). Полагая, что координаты x_m, y_m, z_m центра небесного тела относительно какой-либо навигационной системы координат известны, получим уравнение сферы, позволяющее найти связь между измеренным радиусом R и координатами места наблюдателя x, y, z:

$$R^2 = (x - x_m)^2 + (y - y_m)^2 + (z - z_m)^2. \qquad (2.14)$$

В этом уравнении три неизвестные величины x, y, z. Очевидно, для получения всех трех неизвестных величин необходимо иметь по крайней мере три уравнения вида (2.14).

Астрономическим прибором можно измерить угол α между направлениями на центр O небесного тела и звезды C (рис. 12, *б*). Звезды располагаются на огромных расстояниях относительно Солнечной системы, поэтому

лучи 1—1, 2—2, 3—3 от звезды идут практически параллельно. Получающаяся в результате измерения угла α поверхность положения $\alpha = \text{const}$ представляет собой конус с вершиной в центре небесного тела. Если начало

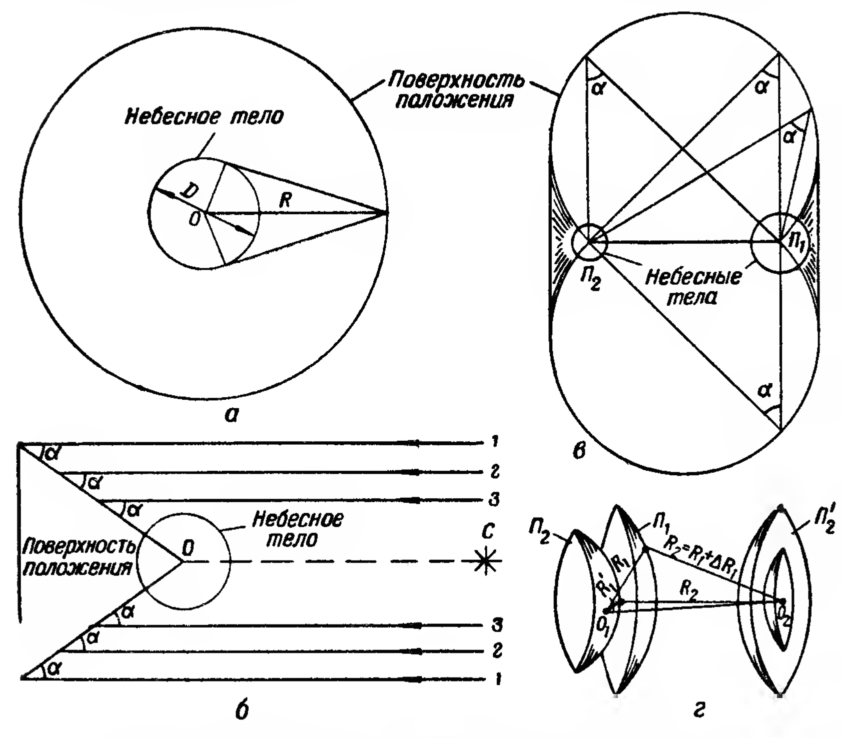


Рис. 12. Астрономические поверхности положения:

а — поверхность постоянных расстояний до центра небесного тела; *б* — поверхность постоянных углов между звездой и центром небесного тела; *в* — поверхность постоянных углов между центрами небесных тел; *г* — поверхность постоянных разностей расстояний до центров небесных тел

навигационной системы координат совместить с центром небесного тела и обозначить φ_1, λ_1 и φ_2, λ_2 соответственно широты и долготы летательного аппарата и звезды, то уравнение поверхности $\alpha = \text{const}$ будет

$$\cos\alpha = \sin\varphi_1 \sin\varphi_2 + \cos\varphi_1 \cos\varphi_2 \cos(\lambda_2 - \lambda_1). \qquad (2.15)$$

Астрономическим прибором можно измерить угол α между направлениями на центры двух небесных тел, рас-

стояния между которыми соизмеримы с расстоянием до летательного аппарата (рис. 12, в). В частности, при полете в пределах Солнечной системы такими телами могут быть планеты. Поверхность положения $\alpha = \text{const}$ представляет собой циклиду, получаемую вращением дуги окружности вокруг оси $П_1 — П_2$, соединяющей центры небесных тел. Уравнение циклиды имеет вид

$$l^2 = R_1^2 + R_2^2 - 2R_1R_2 \cos \alpha, \qquad (2.16)$$

где l — расстояние между центрами небесных тел;
R_1 и R_2 — расстояния от летательного аппарата до центров небесных тел.

Измерив расстояния R_1 и R_2 до центров O_1 и O_2 небесных тел, можно определить разность расстояний $\Delta R = R_1 - R_2$. Геометрическое место точек $\Delta R = \text{const}$ представляет собой гиперболические поверхности вращения $П_1$ и $П_2$ (рис. 12, г).

Кроме рассмотренных видов астрономических поверхностей положения, можно применять и другие. Следует учитывать, что астрономические методы навигации основаны на использовании трех различных поверхностей положения.

Радиотехнические и оптические средства навигации, основанные на использовании поверхностей положения

Принципы действия всех радионавигационных систем основаны на использовании особенностей распространения радиоволн. Существуют угломерные, дальномерные и разностно-дальномерные методы радионавигации, которые используют различные поверхности положения, полученные радиотехническими измерениями. Особенности применения радиотехнических методов изложены в гл. V.

При определении координат КЛА оптическими системами также используются поверхности положения.

Использование параметров атмосферы и межпланетной среды для навигации

Параметры, характеризующие состояние атмосферы (давление, температуры, химический состав, уровень ионизации и т. п.), изменяются в зависимости от высоты

и географического положения. Поэтому измерение этих параметров можно использовать для получения поверхностей положения. В частности, измерив барометрическое давление P_H атмосферы в полете, можно получить поверхность положения $P_H = \text{const}$, которая соответствует постоянной барометрической высоте. Барометрическая высота полета измеряется почти на всех летательных аппаратах, в том числе и на КЛА, когда они движутся в пределах атмосферы.

Давление света, концентрация электрических частиц, напряженность различных полей и другие параметры, характеризующие состояние межпланетной среды, также можно использовать для получения поверхностей положения. Так, например, измерив уровень радиации Солнца, можно определить расстояние до его поверхности. При этом поверхность положения представляет собой шар с центром, совпадающим с центром Солнца. Измерение параметров межпланетной среды имеет большое значение не только для навигации, но и для обеспечения жизненных условий на КЛА.

3. ОБЗОРНО-СРАВНИТЕЛЬНЫЕ МЕТОДЫ НАВИГАЦИИ

Обзорно-сравнительные методы называются так потому, что при определении места летательного аппарата изображение местности на карте или в системах памяти сравнивается с фактическим видом поверхности Земли, наблюдаемой экипажем или обзорными навигационными устройствами.

Если изображение местности и ее фактический вид совпадают, то место считается опознанным и координаты летательного аппарата становятся известными. Таким образом, можно также определить координаты места целей, ориентиров, аэродромов, расстояния до них и соответствующие курсовые углы. Обзор и сравнение могут быть использованы не только для навигации у поверхности Земли или планет, но и для навигации в межпланетных полетах. При этом можно производить обзор отдельных участков звездного неба или всего звездного пространства. Определить координаты места можно, замерив смещение планет и других небесных тел, расстоя-

ние до которых сравнительно невелико (в пределах Солнечной системы), относительно «неподвижных» звезд.

Обзорно-сравнительные методы различаются по способу обзора местности или окружающего пространства и степени автоматизации процессов сравнения изображений. Обзор поверхности Земли или планет можно производить визуально и с применением оптических прицелов и визиров, бортовых обзорных радиолокационных станций, инфракрасных приборов, радиоастрономических и телевизионных пеленгаторов. Пеленгаторы подобного типа называются пассивными системами пеленгации. В них используют излучение поверхности Земли или планет соответственно в оптическом, инфракрасном и ультравысокочастотном диапазонах волн.

Радиолокационные станции являются активными системами пеленгации, так как их работа основана на посылке в сторону земной поверхности или планет радиосигналов и получении по принятым отраженным сигналам необходимой навигационной информации.

Поскольку пассивные системы пеленгации расходуют меньшие мощности питания по сравнению с активными, то они более предпочтительны для навигации межпланетных аппаратов.

4. АНАЛИТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ НАВИГАЦИИ

Аналитические методы навигации основаны на предварительном определении траектории движения КЛА и моделировании ее с помощью бортового счетно-вычислительного устройства. С помощью вычислительного устройства, зная начальные данные, определяют для каждого момента времени местоположение и скорость полета КЛА. Время измеряется бортовыми часами или стабильным генератором частоты. Ввод начальных данных может производиться на Земле или при выходе на орбиту.

На точность аналитического метода влияют инструментальные погрешности (нестабильность хода бортовых часов, ошибки вычислителя) и методические погрешности, связанные с неполным учетом несферичности Земли, влиянием сопротивления атмосферы на полет КЛА и т. п.

Повысить точность данного метода можно коррекцией инструментальных и методических погрешностей по сигналам, вырабатываемым наземными станциями или бортовыми системами.

В первом случае наземный контрольно-измерительный комплекс измеряет координаты КЛА, сравнивает их с данными, получаемыми с борта, и вырабатывает сигналы коррекции. Сигналы коррекции по телеметрическому каналу передаются на борт КЛА, где осуществляется компенсация погрешностей системы.

Во втором случае коррекция погрешностей аналитической системы осуществляется от датчиков автономной навигации, например астро-инерциальной системы.

Автономное использование аналитических методов ограничено из-за весьма высоких требований к стабильности бортовых часов и необходимости знания величин и законов изменения внешних возмущений, действующих на КЛА.

В заключение о рассмотренных методах навигации можно сказать следующее.

Методы счисления используют наиболее часто, так как они позволяют в некоторых случаях автономно и непрерывно определять местоположение КЛА на всех участках траектории полета. Однако недостаток их в том, что погрешность определения местоположения объекта возрастает с увеличением времени. Но, несмотря на это, метод счисления является основным методом навигации.

Методы навигации, основанные на определении поверхностей положения с помощью астрономических и радиолокационных средств, дают пока еще невысокие по точности результаты. Они используются на ИСЗ в качестве инфракрасных вертикалей, тепловых локаторов и др.), а также на межпланетных летательных аппаратах (при полете на среднем, пассивном участке траектории астрономические и радиолокационные средства используют для определения координат и ориентации объекта в пространстве).

Радиотехнические средства навигации (угломерные, дальномерные и разностно-дальномерные), используемые для получения поверхностей положения, могут устанавливаться на Земле и на борту КЛА.

Наземные радиотехнические системы в настоящее время являются основными средствами навигации КЛА, так как они позволяют с высокой точностью определять координаты и скорость объекта на весьма больших рас-

стояниях от Земли. Недостаток этих систем состоит в том, что дальность их действия ограничена и связь прекращается из-за вращения Земли.

Бортовые радиотехнические системы используют для определения навигационных параметров (дальности, скорости, пеленгов и т. п.) при встрече и стыковке на орбите и при подлете к планете, спуске и посадке. Однако дальность действия этих систем ограничена.

Обзорно-сравнительные методы можно использовать для автономной навигации КЛА практически на всех участках полета, а также для измерения местоположения объекта на Земле. Но реализация этих методов возможна только при видимости ориентиров.

Итак, каждому методу присущи свои недостатки, исключающие или ограничивающие его применение в определенных условиях. Непрерывную, точную и надежную навигацию можно получить, используя на летательном аппарате несколько методов навигации. Применяя несколько методов навигации, можно получить избыточную навигационную информацию, которая может быть использована для повышения точности, надежности, взаимной компенсации погрешностей, для улучшения динамических характеристик навигационных систем и т. п.

Глава III

ДАТЧИКИ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Получение навигационной информации, обеспечивающей определение местоположения космического летательного аппарата, осуществляется комплексом датчиков первичной информации. Датчики — это приборы и устройства, позволяющие определять базовую систему отсчета и измерять ускорения, скорость, угловые отклонения и расстояния относительно этой базовой системы отсчета. Данные, выдаваемые первичными датчиками, обрабатывают вычислительные устройства.

Датчиками первичной навигационной информации являются акселерометры, допплеровские и астро-допплеровские измерители скорости, дальномеры, высотомеры, вертикали, курсовые системы, эталонные часы и другие устройства.

§ 3.1. АКСЕЛЕРОМЕТРЫ

Акселерометры в космических полетах используются как датчики информации, измеряющие ускорения объекта, а также угловые ускорения, скорости и даже градиенты полей тяготения.

Чувствительным элементом акселерометра является инерционное тело (его называют сейсмическим телом), которое связано с корпусом прибора с помощью измерительного устройства. Это устройство предназначено для измерения сил, действующих на сейсмическое тело, или для определения перемещений этого тела относительно корпуса прибора.

Действие акселерометра основано на измерении сил, действующих на сейсмическое тело при ускоренном движении корпуса прибора. Сейсмическое тело может быть подвешено на маятнике или может перемещаться вдоль направляющей. В соответствии с этим различают акселерометры маятниковые и осевые. На рис. 13 показаны простейшие схемы маятникового *а* и осевого *б* акселерометров. Если корпус акселерометра движется относительно сейсмического тела (масса m) с ускорением a, то для того чтобы это тело двигалось вместе с корпусом, необходимо с помощью пружины преодолеть инерционную силу тела ma.

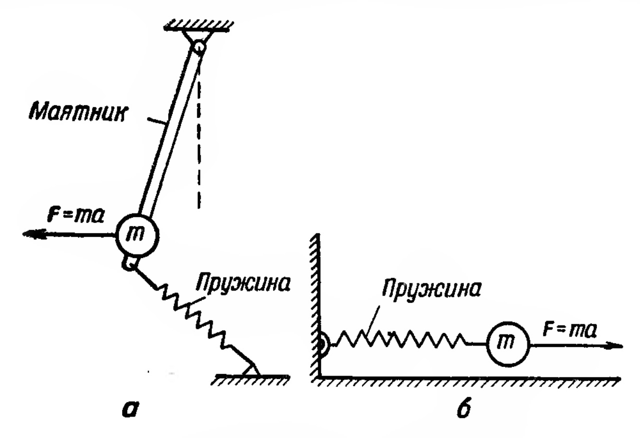


Рис. 13. Принципиальные схемы акселерометров:
а — маятниковый; *б* — осевой

Выходными сигналами акселерометров являются угол закручивания пружины, уравновешивающей момент инерционных сил маятника (рис. 13, *а*), или линейная деформация пружины (рис. 13, *б*).

Рассмотрим работу акселерометров на летательном аппарате.

Работа акселерометра при действии на летательный аппарат активных сил

Пусть акселерометр состоит из сейсмической массы m (*1*) и измерительной пружины *2* (рис. 14, *а*). Один конец пружины присоединяется к корпусу *3* летательного аппарата, а другой — к массе m.

Приложим с помощью ракетного двигателя *4* к корпусу летательного аппарата вдоль оси $X - X$, совпадающей с осью чувствительности акселерометра, активную силу P. Под действием этой силы корпус летательного аппарата в первый момент времени приобретет ускорение

$$a_0 = \frac{P}{m_0},$$

где m_0 — масса корпуса.

Поскольку сейсмическая масса m будет двигаться с первоначальной скоростью, то она отстанет от корпуса.

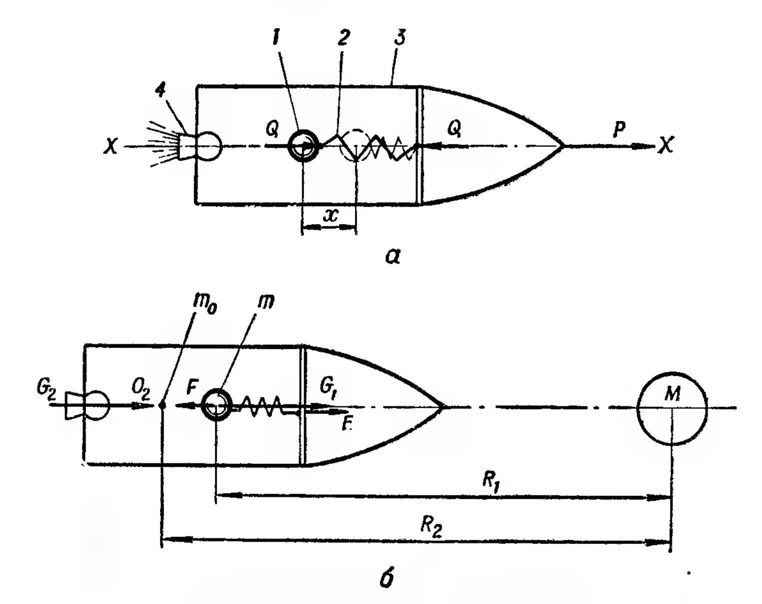


Рис. 14. Схема работы акселерометра:
а — при действии на объект активной силы; *б* — при действии на объект силы тяготения

В результате этого возникнут деформация пружины x и сила упругости пружины $Q = ax$, где a — жесткость пружины. Сила Q, приложенная к сейсмической массе m, вызовет ускоренное движение массы в ту же сторону, куда движется корпус. Такая же сила, но приложенная в противоположном направлении к корпусу летательного аппарата, вызовет его торможение. В результате дей-

ствия сил движение корпуса будет происходить с ускорением

$$a_{корп} = \frac{P - Q}{m_0} = \frac{P - ma_1}{m_0},$$

где $a_1 = \frac{Q}{m}$ — ускорение сейсмической массы под действием силы Q.

Деформация пружины x будет увеличиваться до тех пор, пока нарастающее ускорение сейсмической массы a_1 не достигнет величины ускорения корпуса. В установившемся процессе ускорение летательного аппарата $a_{корп}$ и ускорение a_1 сейсмической массы будут одинаковыми и равными $a_{корп} = a_1 = a$,

где

$$a = \frac{P}{m_0 + m}.$$

Деформация пружины акселерометра

$$x = \frac{Q}{a} = \frac{m}{a} a \tag{3.1}$$

пропорциональна ускорению летательного аппарата под действием активной силы P. Заметим, что летательный аппарат движется с переменной массой. В начале движения под действием силы P масса летательного аппарата была m_0, а затем выросла до $m_0 + m$. Обычно $m \ll m_0$, поэтому таким явлением изменения массы летательного аппарата можно пренебречь.

Из выражения (3.1) следует, что для увеличения чувствительности акселерометра необходима большая сейсмическая масса m.

Работа акселерометра под действием сил тяготения

Предположим, что летательный аппарат находится в поле тяготения небесного тела с массой M, а силы тяготения направлены по оси чувствительности акселерометра (рис. 14, *б*). Результирующая сила тяготения G_2 всех материальных частиц корпуса летательного аппарата приложена к центру тяготения (точка O_2). На сейсмическую массу m действует сила тяготения G_1 со стороны небесного тела M (силой взаимного притяжения

сейсмической массы и корпуса летательного аппарата пренебрегаем). Обозначим расстояния от центра небесного тела M до точки O_2 и до сейсмической массы соответственно R_2 и R_1.

В соответствии с законом Ньютона силы взаимного притяжения тел можно представить в виде

$$G_1 = K\frac{Mm}{R_1^2}; \quad G_2 = \frac{KMm_0}{R_2^2}, \tag{3.2}$$

где m_0 — масса корпуса;

K — постоянная тяготения.

Эти силы заставят двигаться массы m и m_0 с ускорениями:

$$g_1 = \frac{G_1}{m} = \frac{KM}{R_1^2}; \quad g_2 = \frac{G_2}{m_0} = \frac{KM}{R_2^2}. \tag{3.3}$$

Поскольку $R_1 < R_2$, то ускорение $g_1 > g_2$. Следовательно, сейсмическая масса m будет двигаться к небесному телу M быстрее, чем корпус летательного аппарата. Движение сейсмической массы относительно корпуса вызовет сжатие пружины на величину x и силу F упругости пружины. Сила F, приложенная к массе m, вызовет ее торможение, а противоположно направленная сила, приложенная к корпусу летательного аппарата, увеличит ускоренное движение корпуса к небесному телу. В результате воздействия сил тяготения и сил упругости пружины корпус летательного аппарата будет двигаться с ускорением

$$g_2' = \frac{G_2 + F}{m_0},$$

а сейсмическая масса — с ускорением

$$g_1' = \frac{G_1' - F}{m},$$

где

$$G_1' = \frac{kMm}{(R_1 - x)^2}.$$

Деформация пружины x будет увеличиваться до тех пор, пока ускорения сейсмической массы и корпуса ле-

тательного аппарата не станут одинаковыми. В установившемся процессе ускорения $g_1' = g_2'$, или

$$\frac{G_1' - F}{m} = \frac{G_2 + F}{m_0}.$$

Из приведенного уравнения определим силу F:

$$F = \frac{m_0 m}{m_0 + m}(g_1' - g_2). \tag{3.4}$$

Обычно $m_0 \gg m$, поэтому

$$\frac{m_0 m}{m_0 + m} \approx m.$$

Следовательно, выходной сигнал акселерометра

$$x = \frac{F}{a} = \frac{m}{a}(g_1' - g_2) \tag{3.5}$$

пропорционален разности гравитационных ускорений в точках расположения центров тяготения корпуса летательного аппарата и сейсмической массы.

Если эти центры совпадают ($R_2 = R_1$), то акселерометр не воспринимает сил тяготения. Обычно разность расстояний ($R_1 - R_2 = \Delta R$) бывает настолько мала, что ускорения g_1' и g_2 почти одинаковые. Если летательный аппарат находится у поверхности Земли, то при разности расстояний ΔR разность ускорений будет равна

$$\Delta g = g_2 - g_1 = \frac{kM}{R_2^2} - \frac{kM}{(R_2 + \Delta R)^2} \approx 2\frac{\Delta R}{R_2} g_2. \tag{3.6}$$

Так, например, при $R_2 = 6370$ *км*, $g_2 = 980$ *м/сек*^{2} и $\Delta R = 10$ *м* получаем $\Delta g = 3{,}1 \cdot 10^{-5}$ *м/сек*^{2}.

Чувствительность акселерометров, применяемых на современных летательных аппаратах, обычно недостаточна для обнаружения столь малых по величине ускорений. Поэтому сложилось мнение, что акселерометры вообще не воспринимают ускорений, возникающих под воздействием сил тяготения, но это можно сказать только о грубых акселерометрах. Измерение разности гравитационных ускорений имеет большое значение для навигации. Поэтому в настоящее время ведутся работы по созданию сверхчувствительных акселерометров, способных с достаточной точностью измерять ничтожно малые ускорения (порядка $10^{-10} \div 10^{-12}\ g$). Подробнее об этом будет рассказано ниже.

Все приведенные рассуждения полностью относятся и к маятниковым акселерометрам.

Работа акселерометра при угловых движениях летательного аппарата

Предположим, что центр инерции (точка O на рис. 15, *а*) летательного аппарата движется равномерно

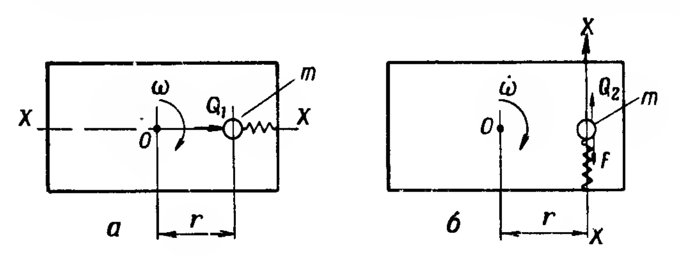


Рис. 15. Работа акселерометра при вращении объекта

и прямолинейно и на него не действуют внешние силы, в том числе и силы тяготения. Акселерометр расположен на расстоянии r от центра инерции. Ось чувствительности акселерометра $X - X$ может занимать различное положение относительно летательного аппарата. Рассмотрим два положения оси чувствительности: ось $X - X$ совпадает с продольной осью симметрии летательного аппарата (рис. 15, *а*); ось чувствительности перпендикулярна оси симметрии (рис. 15, *б*). В первом случае угловые скорости ω летательного аппарата вокруг центра инерции O вызовут центробежную силу Q_1 у сейсмической массы. Эта сила действует вдоль оси чувствительности и вызывает сжатие пружины на величину x. Деформация пружины закончится, когда сила ее упругости $F = a_1 x$ уравновесит центробежную силу $Q_1 = m\omega^2 r$, т. е.

$$a_1 x = m\omega^2 r. \tag{3.7}$$

Следовательно, акселерометр позволяет измерить угловую скорость вращения летательного аппарата, если его ось чувствительности совпадает с направлением центростремительного ускорения.

Из выражения (3.7) устанавливаем, что выходной сигнал акселерометра пропорционален квадрату угловой скорости, т. е. характеристика шкалы прибора нелинейная. Кроме того, акселерометр не может различать знак угловой скорости: при прямом $(+\omega)$ и обратном $(-\omega)$ вращении летательного аппарата выходной сигнал x имеет один и тот же знак.

Во втором случае (рис. 15, *б*) центробежная сила, возникающая у сейсмической массы, перпендикулярна оси чувствительности и поэтому не вызывает деформации пружины акселерометра. Тангенциальное ускорение $\dot{\omega}r$, возникающее под действием момента внешних сил, вызывает инерционную силу сейсмической массы

$$Q_2 = m\dot{\omega}r,$$

которая уравновешивается силой $F = a_1x$ упругости пружины. Следовательно, выходной сигнал акселерометра — смещение сейсмической массы

$$x = \frac{mr}{a_1}\dot{\omega} \qquad (3.8)$$

будет пропорционален угловому ускорению летательного аппарата.

В том случае, когда ось чувствительности акселерометра занимает произвольное положение относительно летательного аппарата, акселерометр показывает сумму составляющих центростремительных и тангенциальных ускорений по оси его чувствительности. Это свойство акселерометра используют в различных системах автоматического управления полетом и угловой ориентации летательного аппарата.

Из рассмотренного следует, что акселерометр может давать разнообразную информацию об ускорениях, вызванных активными силами, градиентом полей тяготения, центробежными силами и вращающими моментами.

Особенности устройства маятниковых акселерометров. Измеритель линейных ускорений

В маятниковых акселерометрах используются компенсационные маятники (рис. 16). Маятник с массой m и плечом l подвешен на оси двигателя *Д* и может отклоняться относительно датчика *П*, регистрирующего угол α

поворота плеча относительно нейтрального положения (ось Y).

Сигналы датчика *П*, пропорциональные углу α, подаются на усилитель, а затем после усиления — на двигатель *Д*. Вращающий момент этого двигателя возвращает маятник в нейтральное положение, т. е. совмещает

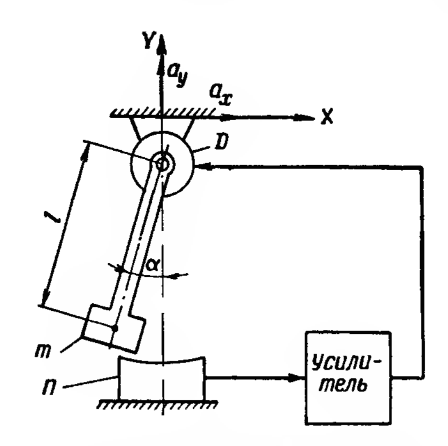


Рис. 16. Принципиальная схема маятникового компенсационного акселерометра

плечо маятника с осью Y. В нейтральном положении выходной сигнал датчика *П* равен нулю. В качестве выходного сигнала акселерометра может быть использован электрический сигнал усилителя. Акселерометр реагирует на ускорения a_X, перпендикулярные нейтральному положению маятника. Следовательно, ось X является осью чувствительности акселерометра.

При измерении акселерометром ускорения вдоль оси чувствительности X, т. е. величины ускорения a_X, он реагирует на составляющие ускорений

$$a_x \cos\alpha - a_y \sin\alpha,$$

где a_Y — поперечное ускорение. В результате возникает методическая погрешность, вызванная поворотом маятника:

$$\Delta a_X = a_X(\cos\alpha - 1) - a_Y \sin\alpha. \qquad (3.9)$$

Для уменьшения этой погрешности необходимо, чтобы угол α отклонения маятника от нейтрального положения был ничтожно мал.

Момент трения на оси маятника вызывает застой акселерометра.

При полете в условиях невесомости, когда угловые положения летательного аппарата стабилизированы относительно инерциального пространства и центр массы летательного аппарата не смещается относительно корпуса, момент трения в опорах маятника практически исчезает и погрешности акселерометра могут вызвать только моменты трений, вызванные токоподводами.

Интегрирующий маятниковый акселерометр

Интегрирующий акселерометр дает на выходе сигнал, пропорциональный скорости полета или интегралу ускорения по времени. Интегрирование осуществляется различными способами.

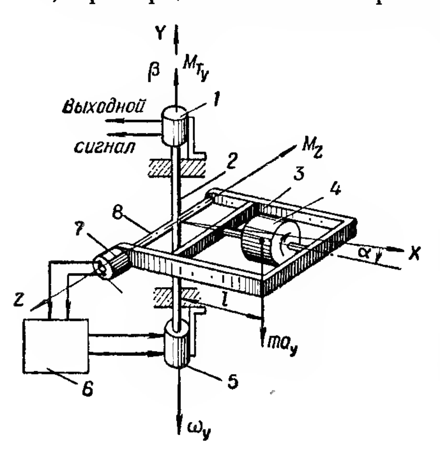


Рис. 17. Принципиальная схема гиромаятникового акселерометра:

1 — датчик; *2* — ось; *3* — рама; *4* — гироскоп; *5*—двигатель; *6*—усилитель; *7*—датчик углов; *8* — ось

В ракетной технике для измерения скорости полета применяется интегрирующий гиромаятниковый акселерометр (рис. 17). Акселерометр содержит гироскоп *4*, который помещен в раме *3* подвеса. Эта рама поворачивается вокруг оси *8*, жестко прикрепленной к оси *2*. Угол поворота оси *2* относительно корпуса акселерометра измеряется датчиком *1* выходных сигналов. Гироскоп имеет три степени свободы, совпадающие с осями системы координат XYZ. Датчик углов *7* измеряет углы α отклонения оси гироскопа относительно оси X. Сигналы от этого датчика подаются на усилитель *6*, а затем на двигатель *5*. Момент этого двигателя вызывает угловую скорость прецессии гироскопа вокруг оси Z; при этом ось гироскопа совмещается с осью X.

Рама *3* с гироскопом *4* образуют маятник, масса m которого сосредоточена на расстоянии l от оси Z. Ось чувствительности акселерометра совпадает с осью Y.

Принцип действия акселерометра заключается в следующем. Инерционная сила ma_Y, параллельная оси Y, создает вращающий момент вокруг оси Z, равный $M_Z = mla_Y$. Под действием этого момента гироскоп прецессирует вокруг оси Y с угловой скоростью ω_Y, которую определяют по формуле

$$\omega_Y = \frac{ml}{H} a_Y, \tag{3.10}$$

где H — кинетический момент гироскопа.

Угол поворота β гироузла вокруг оси Y, измеряемый датчиком *1*, равен интегралу угловой скорости ω_Y по времени. Следовательно, выходной сигнал датчика *1* пропорционален интегралу ускорения a_Y по времени, измеренного вдоль оси чувствительности Y. Для уменьшения погрешности, возникающей под влиянием моментов трения, необходимо применять опоры на оси *8* с предельно малым трением и использовать гироскопы с большим кинетическим моментом, получаемым в результате увеличения скорости вращения гироскопа, а не его веса.

Датчик углов *7*, усилитель *6* и двигатель *5* образуют систему силовой разгрузки гироскопа от действия внешних моментов вокруг оси Y. Эта система удерживает гироскоп перпендикулярно оси чувствительности Y.

Двойной интегрирующий маятниковый акселерометр

В инерциальных системах навигации применяются двойные интегрирующие акселерометры, позволяющие по измеренным ускорениям получить пройденный путь. На рис. 18 показана принципиальная схема электромашинного маятникового акселерометра, выполняющего функции измерителя и двойного интегратора ускорений.

На конце плеча *3* маятника жестко укреплен статор *1* электродвигателя. Ротор *2* электродвигателя может свободно вращаться, и его угол поворота является выходным сигналом акселерометра. Угол отклонения маятника от нейтрального положения, совпадающего с осью Y,

измеряется датчиком *4* угловых сигналов (на схеме изображен индуктивный датчик).

Сигналы этого датчика подаются на усилитель *5*, а затем в обмотки статора *1* двигателя.

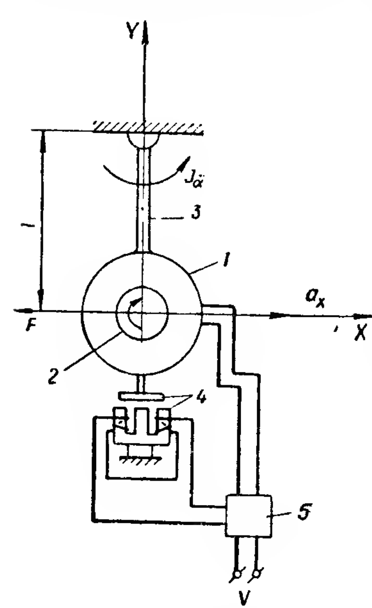


Рис. 18. Принципиальная схема двойного интегрирующего маятникового акселерометра

При движении акселерометра вдоль оси X с ускорением a_X возникает вращающий момент от инерционных сил

$$M_{\text{в}} = mla_X,$$

где m — масса маятника;
l — длина маятника.

Этот момент вызывает отклонение маятника и появление сигнала у датчика *4*.

После усиления сигнал подается на двигатель. Возникающий в результате этого момент двигателя вызывает ускоренное вращение ротора. В установившемся процессе инерционный момент ротора двигателя уравновешивает момент от инерционных сил маятника, а маятник возвращается в нейтральное положение. При этом угловое ускорение ротора будет пропорционально ускорению a_X. Учитывая, что угол поворота ротора равен двойному интегралу углового ускорения по времени, находим, что угол поворота ротора будет пропорционален двойному интегралу a_X по времени.

Особенности устройства осевых акселерометров

Принцип действия осевого компенсационного акселерометра (рис. 19) заключается в автоматическом уравновешивании силы, действующей на инерционное тело *1*, силой, развиваемой двигателем *4*. В качестве двигателей используют, например, магнитоэлектрические устройства, состоящие из магнита и соленоида. Отклонение сейсмической массы от нейтрального положения измеряется преобразователем *2*, сигналы которого подаются на усилитель *3*, а затем на двигатель *4*. Преобразователями служат индукционный (рис. 19, *а*) и емкостный датчик *2* с переменным воздушным зазором (рис. 19, *б*).

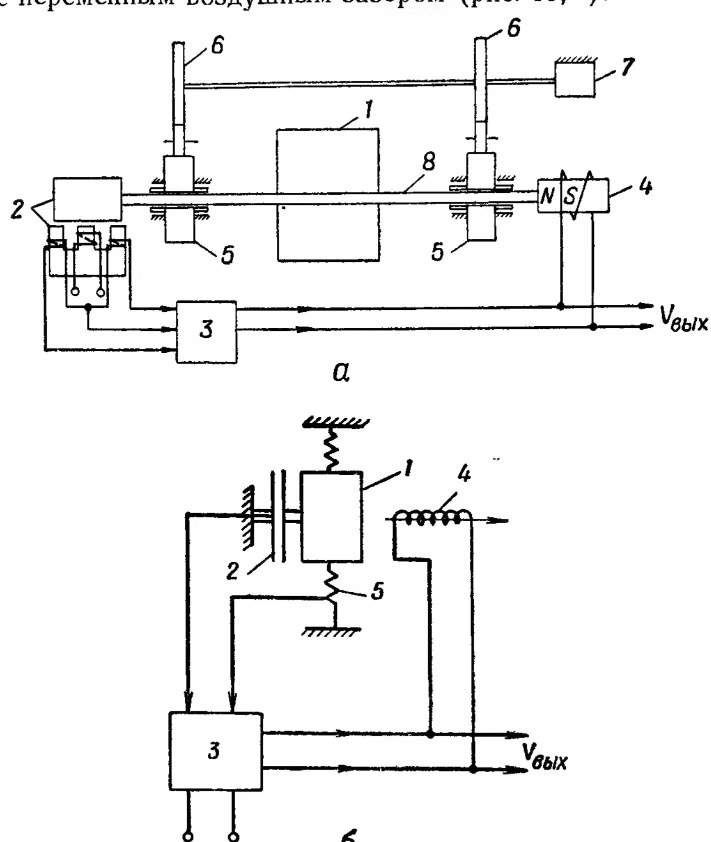


Рис. 19. Принципиальная схема осевого акселерометра с компенсационной отработкой:

а — с индуктивным преобразователем; *б* — с емкостным преобразователем

В схеме (рис. 19, *а*) предусмотрена компенсация сил трения вращением опоры *5*, которое осуществляется через редуктор двигателем *7* (эффект Н. Е. Жуковского). Другим вариантом компенсации сил трения является подвеска сейсмической массы на упругой мембране *5*

(рис. 19, *б*) с малым гистерезисом. Прогиб мембраны, вызываемый инерционными силами, действующими на сейсмическую массу, измеряется емкостным преобразователем. В акселерометрах движение сейсмической массы должно происходить по прямой, совпадающей с осью чувствительности. Если ось *8* (рис. 19, *а*) или мембрана *5* (рис. 19, *б*) будет изгибаться под действием перегрузки, направленной поперек оси чувствительности, то акселерометр станет измерять составляющую от поперечного ускорения. В результате возникнет погрешность в измерении ускорения.

Для уменьшения этой погрешности акселерометра опора, по которой движется сейсмическая масса, должна быть достаточно жесткой. Осевые акселерометры бывают также интегрирующими и дважды интегрирующими.

Чтобы достичь высокой стабильности показаний акселерометров в условиях изменения температур, действия вибраций, влажности, применяют температурные компенсаторы, амортизаторы и поглотители влаги, а в некоторых случаях акселерометры помещают в герметические контейнеры с автоматически регулируемыми температурой, влажностью и давлением.

§ 3.2. МЕТОДЫ ВИЗИРОВАНИЯ ОРИЕНТИРОВ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ОТНОСИТЕЛЬНО ПОВЕРХНОСТИ НЕБЕСНОГО ТЕЛА

При полете КЛА на сравнительно небольшом удалении от небесного тела, например Земли, необходимо измерять скорости движения относительно поверхности этого тела. Знать эту скорость нужно для фотографирования поверхности небесного тела, наведения измерительной аппаратуры на ориентиры и особенно для посадки летательного аппарата. Измерить скорость можно применением синхронизации угловых движений визира и ориентира, видимого на поверхности небесного тела. Зная высоту полета H и измерив угловую скорость поворота трубки визира ω, можно вычислить скорость полета V по формуле

$$V = \omega H.$$

Применяется также синхронизация с помощью вертикального визира (рис. 20). Если $\dot{x}$ — измеряемая скорость движения визирных нитей, совмещенных с видимым ориентиром, а f — фокусное расстояние (известная величина), то путевая скорость $V = \frac{H}{f}\dot{x}$, где высота H задается.

Кроме синхронизации, скорость полета определяют по времени прохождения базы. Наблюдатель определяет: t_1 — время прохождения летательного аппарата над ориентиром A; t_2 — время прохождения летательного аппарата над ориентиром B. Измерив на карте или глобусе расстояние S между этими ориентирами, получаем среднюю скорость полета

$$V_{\text{ср}} = \frac{S}{t_2 - t_1}. \quad (3.11)$$

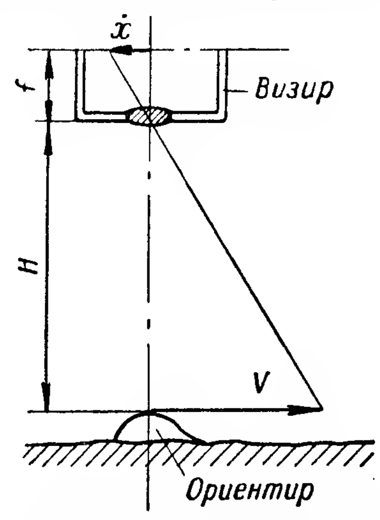


Рис. 20. Схема измерения путевой скорости синхронизацией визирных линий

Практически точность измерения скорости относительно Земли с помощью визиров равна 1—3% V.

Существуют визирные устройства оптические, радиолокационные, телевизионные и др. На космических кораблях «Восток» применялся оптический визир-ориентатор (рис. 21), установленный на одном из иллюминаторов кабины пилота. Он состоит из двух кольцевых зеркал-отражателей, светофильтра и стекла с сеткой. Лучи, идущие от линии горизонта, попадают на первый отражатель и через стекла иллюминатора проходят на второй отражатель, который направляет их через стекло с сеткой в глаз космонавта. При правильной ориентации корабля относительно вертикали космонавт видит горизонт в форме кольца. Через центральную часть иллюминатора он просматривает находящийся под ним участок земной поверхности. Положение продольной оси корабля относительно направления полета наблюдается по «бегу» земной поверхности в поле зрения ориентатора.

Воздействуя на органы управления, космонавт может развернуть корабль так, что линия горизонта будет видна в визире-ориентаторе в форме концентрического кольца, а направление «бега» земной поверхности будет

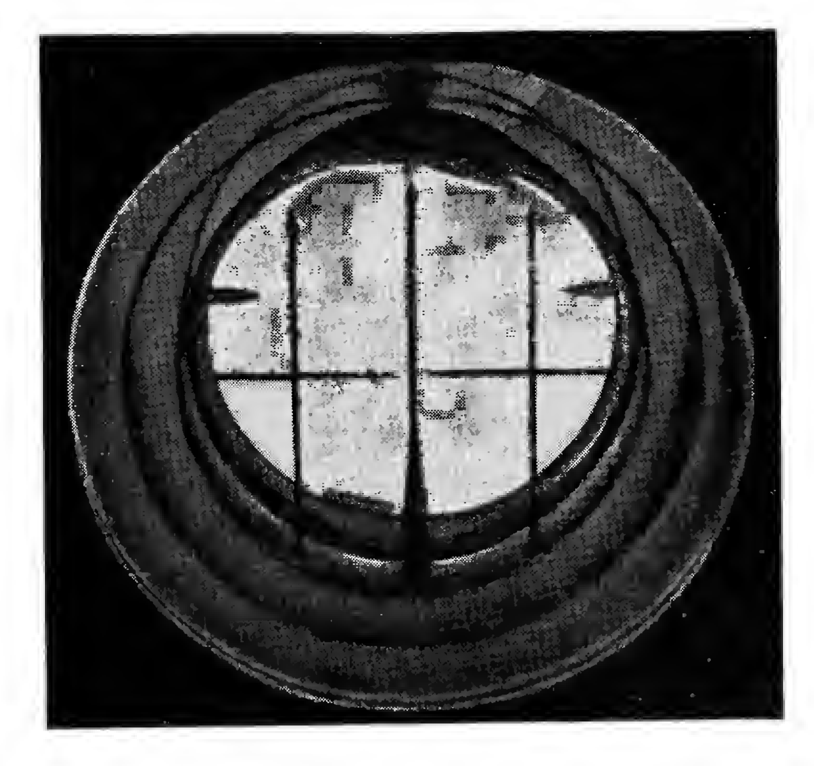


Рис. 21. Внешний вид оптического визира-ориентатора

совпадать с курсовой чертой сетки. Таким образом, космонавт сможет правильно ориентировать корабль по линии пути.

При необходимости визир-ориентатор можно закрывать светофильтром или шторкой. Таким образом, с помощью визира-ориентатора можно определять направление вертикали, путевую скорость полета, проекцию траектории на земную поверхность (линию пути) и контролировать угловую ориентацию корабля относительно вертикали и линии пути.

Оптические визиры обладают высокой разрешающей способностью и не требуют больших затрат электроэнергии, что особенно важно для космических летательных аппаратов. Однако недостатком оптического визира является то, что в облачную погоду и в ночное время, если нет светящихся ориентиров, например городов и крупных населенных пунктов, нельзя разглядеть земную поверхность и поэтому невозможно определить скорость полета.

Обзор местности можно осуществить с помощью телевизионной аппаратуры. Примером успешного обзора поверхности небесного тела телевизионной системой являются фотографирование обратной стороны Луны и передача изображения по радио на Землю (полет третьей советской космической ракеты 4 октября 1959 г. и «Зонда-3» — 16 июля 1965 г.). Телевизионная аппаратура для обзора поверхности Земли и слежения за распределением облачности по земному шару применяется на метеорологических спутниках. Эту аппаратуру можно использовать и для измерения скорости полета.

§ 3.3. ДОППЛЕРОВСКИЕ ИЗМЕРИТЕЛИ СКОРОСТИ

Для измерения скорости полета относительно Земли, планет, Солнца и других небесных тел, а также относительно спутников и космических кораблей можно использовать допплеровские измерители скорости.

Простейшая блок-схема допплеровского устройства активного приема показана на рис. 22, *а*. Антенное устройство *7*, питаемое генератором *5* электромагнитных колебаний сверхвысокой частоты, посылает электромагнитные лучи на Землю. Отраженные от Земли электромагнитные лучи принимаются антенной и подаются на приемник *6*. Частоты электромагнитных колебаний, посланных на Землю и отраженных от Земли, сравниваются в смесителе *4*, затем разностная частота подается в усилитель *3* и частотомер *2*.

Выходные сигналы частотомера подаются в указатель *1*, отградуированный в единицах скорости полета. Предположим, что приемно-передающая станция (точка *А* на рис. 22, *б*) движется со скоростью W относительно Земли. Передатчик частоты f направляет электро-

магнитные колебания в точку B на поверхности Земли. Отраженная энергия попадет в приемник, расположенный вблизи передатчика. Наблюдатель в точке B примет сигнал от приближающегося передатчика на частоте $f + f_д$ ($f_д$ — приращение частоты от эффекта Допплера). Отраженный от точки B сигнал также будет иметь повы-

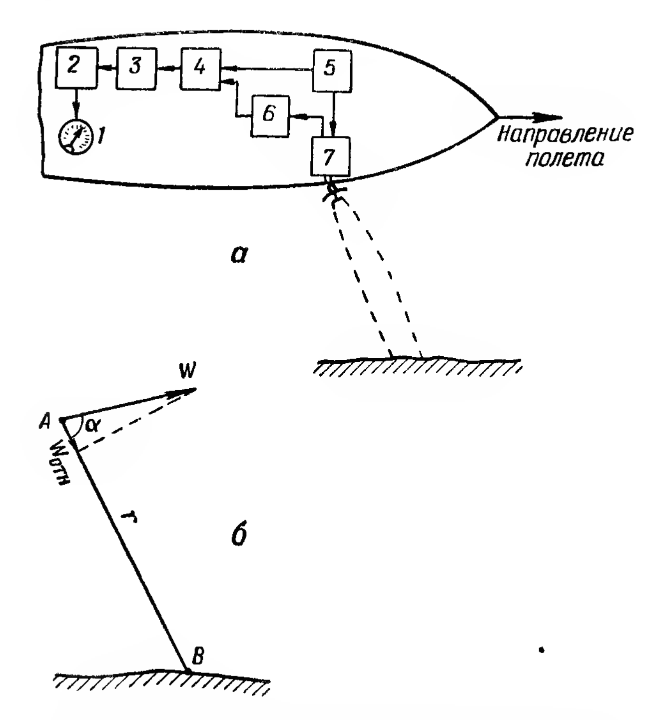


Рис. 22. Блок-схема допплеровского измерителя скорости:
а — блок-схема; *б* — схема передачи сигнала

шенную частоту $f + f_д$. Эту точку B можно рассматривать как вторичный передатчик, приближающийся к приемнику в точке A. Вследствие этого воспринимаемый приемником сигнал также имеет допплеровское приращение частоты $f_д$ по сравнению с частотой сигнала, отраженного от Земли. Таким образом, разность между частотами посылаемого и принимаемого сигналов равна удвоенной допплеровской частоте $2f_д$.

Полный допплеровский сдвиг частот, измеряемый приемником, связан со скоростью полета W следующей зависимостью:

$$f_д = \frac{2W \cos \alpha}{\lambda}, \quad (3.12)$$

где $\lambda = \frac{c}{f}$ — длина волны;

α — угол между вектором скорости W и направлением луча.

Из этой формулы следует, что допплеровский сдвиг частот пропорционален составляющей относительной скорости $W_{отн} = W \cos \alpha$, направленной в сторону распространения радиосигнала.

В системах пассивного приема первичным излучателем является поверхность Земли. Радиолуч приходит от Земли до приемника с допплеровским сдвигом частот $f_д = \frac{W \cos \alpha}{\lambda}$, в два раза меньшим, чем у систем активного приема. Следует иметь в виду, что при приеме сигнала на частоту Допплера накладывается шум. Это ограничивает точность измерения допплеровской частоты и скорости полета.

Для уменьшения влияния шума сигналы сглаживают с помощью инерционного фильтра. Так, например, при постоянной времени сглаживания $T=1$; $T=3$; $T=5$ *сек*, скорости полета $W = 300$ *м/сек* и длине волны передатчика $\lambda = 3$ *см* относительные величины среднеквадратических погрешностей σ_W/W соответственно равны 0,42; 0,24; 0,18. Постоянную сглаживания выбирают с учетом динамики летательного аппарата. Увеличивая постоянную времени сглаживания, можно снизить влияние флуктуационных ошибок, но при этом возникнут динамические ошибки в измерении скорости полета, которые появляются при ускоренном движении летательного аппарата.

Измерить путевую скорость и угол сноса с высокой точностью можно, применив трех- или четырехлучевые антенны. При этом можно определить все три ортогональные составляющие вектора полной скорости объекта.

Достоинством таких допплеровских измерителей является малая чувствительность к угловым колебаниям летательного аппарата. Преимуществами трех- и четы-

рехлучевых измерителей являются также низкие требования к стабильности частоты передатчика. Изменение частоты передатчика вызывает одинаковые изменения

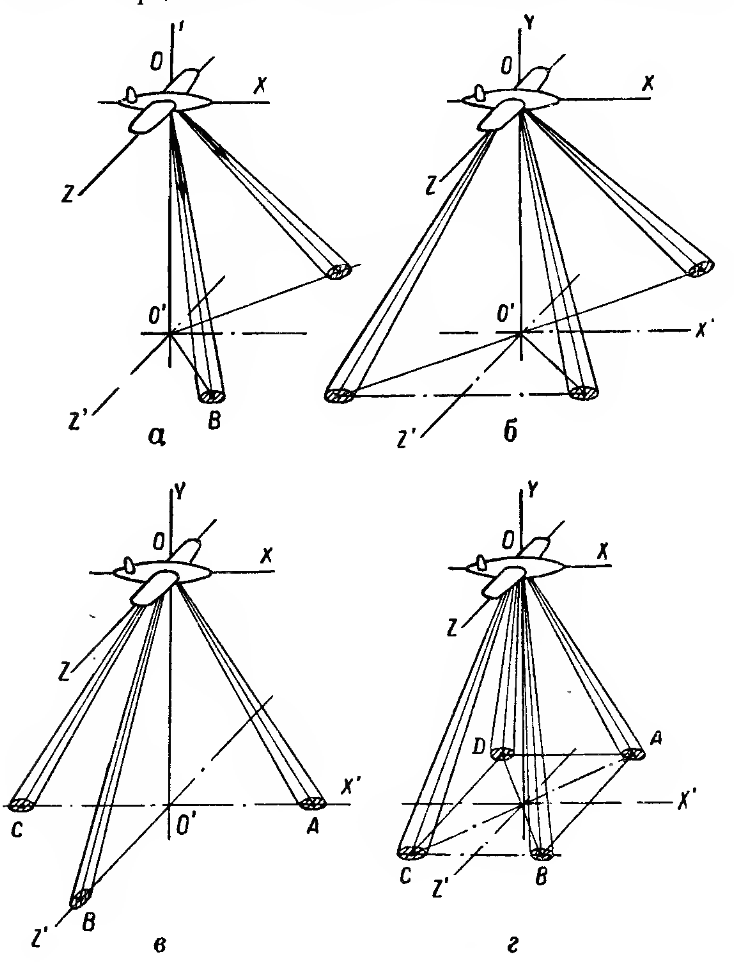


Рис. 23. Схема расположения лучей в различных допплеровских системах

частот отраженных сигналов, не сказывающиеся на величине измеренной допплеровской частоты.

Типовое расположение лучей в различных допплеровских системах показано на рис. 23. Лучи обычно располагаются симметрично относительно осей координат и с одинаковыми наклонами относительно вертикали. Это позволяет упростить счетно-решающее устройство и снизить погрешности системы. Максимальную высоту применения допплеровской системы активного приема определяют по уровню мощности отраженного сигнала при полете на максимальной высоте и работоспособности аппаратуры в условиях разреженной атмосферы.

Диапазон измеряемых допплеровской системой скоростей устанавливают в соответствии с диапазоном скоростей летательного аппарата.

Для измерения скорости полета можно использовать излучения Солнца, планет, звезд и КЛА. Допплеровские изменения длины волн спектральных линий измеряют с помощью радиационных пеленгаторов (их описание дано в гл. IV).

При измерении допплеровских скоростей полета относительно планет следует учитывать, что принимаемый от них свет является отраженным светом Солнца. Поэтому допплеровское смещение частоты излучения, принимаемого от планет, соответствует геометрической сумме скорости планеты относительно Солнца и скорости космического корабля относительно планеты.

Допплеровские измерители скорости можно использовать также и для определения координат места.

§ 3.4. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА ОТНОСИТЕЛЬНО АТМОСФЕРНОГО ВОЗДУХА

Скорость и высота полета КЛА могут быть измерены относительно атмосферного воздуха. Это бывает необходимо при полете на малых высотах и при возвращении КЛА в плотные слои атмосферы.

Плотность воздуха уменьшается с высотой. В нижнем слое атмосферы — тропосфере, толщиной около 11 *км* в умеренных и полярных районах и 14—17 *км* в тропических районах скорость и высоту полета относительно воздуха измеряют с помощью манометрических приборов, воспринимающих статическое давление и скоростной напор воздуха, набегающего на летательный аппарат. В стратосфере, простирающейся до высот около 40 *км*, плотность воздуха достигает столь малых величин, что измерять статическое и динамическое давление труд-

но вследствие недостаточной чувствительности манометрических приборов. В связи с этим основной технической проблемой является создание приборов сверхвысокой чувствительности. Такими приборами могут быть, например, ионные датчики, с помощью которых измеряют концентрацию ионов в воздухе. Установлено, что концентрация ионов зависит от плотности воздуха.

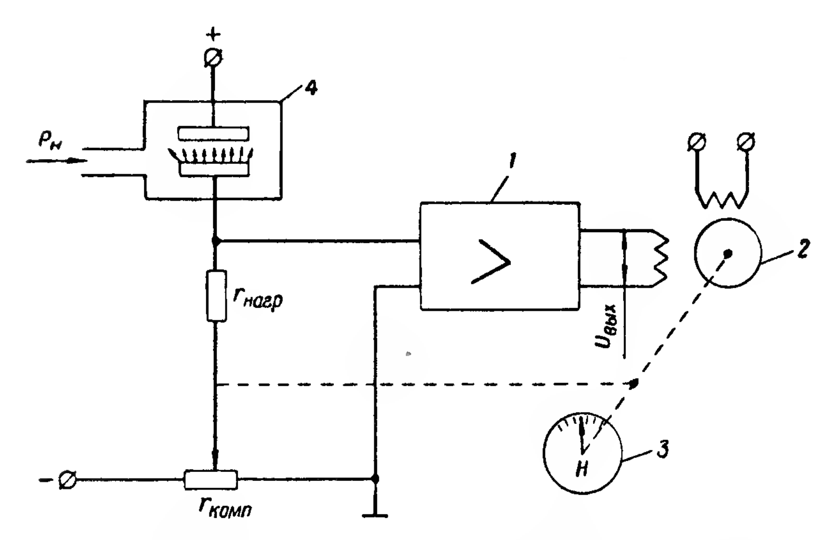


Рис. 24. Принципиальная схема альфа-электрического высотомера

Поэтому с помощью ионных датчиков можно определить изменение плотности воздуха с высотой и под действием скоростного напора даже в верхних слоях атмосферы, охватывающих ионосферу.

Ионные датчики используют зависимость проводимости воздуха от концентрации ионов. Свободные ионы, находящиеся в ионосфере, используются для измерения скорости и высоты полета. Однако для повышения чувствительности в ионном датчике применяют искусственный ионизатор. Примером такого датчика, предназначенного для измерения высоты полета, служит альфа-электрический высотомер. Чувствительным элементом высотомера (рис. 24) является ионизационная камера *4*, сообщающаяся с атмосферным воздухом (давление внутри камеры равно атмосферному давлению P_H).

Один из электродов, имеющихся в камере, покрыт тонким слоем радиоактивного изотопа, являющегося источником альфа-излучения. Под действием альфа-излучения воздух в камере ионизируется и в электрической цепи возникает ток, пропорциональный плотности воздуха. Следовательно, и напряжение на нагрузочном сопротивлении $r_{нагр}$, включенном последовательно с ионизационной камерой, также пропорционально плотности воздуха. Это напряжение измеряется компенсационной схемой, состоящей из электрометрического усилителя *1*, исполнительного двигателя *2* и потенциометра обратной связи $r_{комп}$. Стрелка *3* указателя связана через редуктор с осью двигателя *2*.

Погрешности ионного датчика составляют не более 2% измеренной величины. Они возникают вследствие изменения температуры воздуха внутри ионизационной камеры и нестабильности напряжения источника питания. Кроме того, причинами погрешностей, как и у барометрического высотомера, являются изменения давления и температуры у Земли.

Для уменьшения погрешностей применяют автоматические регуляторы температуры воздуха внутри камеры и стабилизаторы напряжения источника питания.

Для измерения воздушной скорости может быть использован прибор, по принципу действия аналогичный ионному датчику.

Измерение воздушной скорости с помощью акселерометров

Работа приемника воздушного давления, используемого в манометрических и ионных измерителях скорости и высоты полета, зависит от условий аэродинамического обтекания летательного аппарата воздушным потоком. При полете КЛА в ионосфере с космическими скоростями измерить скоростной напор с помощью приемника воздушного давления трудно или вообще невозможно.

Многочисленные эксперименты по измерению торможения спутников атмосферным воздухом и по определению плотности воздуха показали, что для этой цели можно успешно использовать акселерометры. Установив

на летательный аппарат три акселерометра с взаимно перпендикулярными осями чувствительности, можно измерить величину и направление ускорения, вызванного силами аэродинамического сопротивления атмосферы. Полное ускорение летательного аппарата

$$a = \frac{F}{m_0},$$

где F — сила аэродинамического сопротивления;

m_0 — масса летательного аппарата.

Сила F зависит от воздушной скорости полета V, плотности атмосферы ρ, коэффициента лобового сопротивления летательного аппарата c_x и его площади (миделя) S:

$$F = \frac{1}{2} c_x \rho S V^2.$$

Следовательно, измерив акселерометрами ускорение a и зная плотность атмосферного воздуха, массу летательного аппарата, коэффициент лобового сопротивления и площадь, получим значение воздушной скорости

$$V = \sqrt{\frac{2am_0}{c_x \rho S}}. \qquad (3.13)$$

Однако при этом следует учитывать, что коэффициент c_x зависит от скорости полета, а площадь S — от углового положения летательного аппарата относительно потока воздуха. При космических скоростях коэффициент c_x можно считать постоянным.

§ 3.5. ИЗМЕРЕНИЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА ОТНОСИТЕЛЬНО ПОВЕРХНОСТИ НЕБЕСНОГО ТЕЛА

Высота — это расстояние от летательного аппарата до поверхности Земли или небесного тела. Измерение высоты необходимо для навигации (высота — одна из трех координат, определяющих местонахождение летательного аппарата) и управления полетом, особенно в период взлета и посадки. В частности, при посадке сигналы высотомеров учитывают при угловой ориентации летательного аппарата и управлении режимами работы двигателями, а также для отделения кабины от корпуса, катапультирования, своевременного раскрытия парашютов и т. п. Информацию о высоте используют для фото-

графирования поверхности Земли, встречи спутников, научных измерений и других целей. Для земных условий различают следующие высоты в зависимости от уровня, принятого за начало отсчета:

— абсолютную высоту, отсчитываемую от поверхности океана;

— истинную высоту, определяемую относительно пролетаемой поверхности Земли, находящейся под летательным аппаратом;

— относительную высоту, определяемую относительно места взлета или какого-либо другого заданного географического места.

Для автономного измерения высот применяют инерциальный, оптический, радиолокационный и другие методы.

Рассмотрим принципы действия и устройства некоторых измерителей высоты полета.

Инерциальные высотомеры

Высоту полета можно определить двукратным интегрированием по времени вертикального ускорения летательного аппарата, измеряемого акселерометром. Ось чувствительности акселерометра должна быть ориентирована в вертикальном направлении. При этом акселерометр измеряет вертикальную составляющую ускорения, вызванного силами негравитационного происхождения (подъемная сила крыльев, тяга двигателей и т. п.), действующими на летательный аппарат.

Структурная схема инерциального высотомера показана на рис. 25.

Акселерометр (звено k_1) измеряет ускорения a_{r_i} и дает выходной сигнал в суммирующее устройство. Сумма сигналов $a_{r_i} + \Delta a_k + g_k$ подается на два последовательно соединенных интегратора $\left(\text{звенья } \frac{k_2}{p} \text{ и } \frac{k_3}{p}\right)$. После двойного интегрирования ускорений по времени получается на выходе прибора измеренное расстояние $R_{изм}$ от центра Земли до летательного аппарата. Высота полета равна $H = R_{изм} - R_0$.

В схеме имеется обратная связь, позволяющая учесть зависимость ускорения g_k от сил тяготения, действующих на летательный аппарат.

В схему инерциального высотомера введены начальные данные: начальное расстояние до центра Земли R_0 и начальная вертикальная скорость $\dot{R}_0$. Для компенсации поворотного ускорения введен сигнал Δa_k.

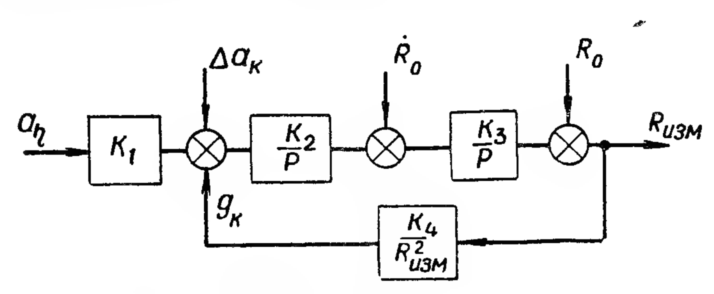


Рис. 25. Структурная схема инерциального высотомера

Инерциальный высотомер работает с погрешностями, нарастающими по закону экспоненты с постоянной времени τ. Постоянная времени τ у земной поверхности составляет 570 *сек*. При такой постоянной времени начальная погрешность увеличивается в 2—3 раза соответственно через 400 и 625 *сек* с момента включения высотомера.

Таким образом, инерциальный высотомер может быть использован на любых высотах, но только кратковременно (в течение нескольких минут).

Оптические высотомеры

Оптический высотомер основан на измерении телесного угла видимого горизонта небесного тела (Земли, Луны и планет), зависящего от высоты полета.

Из рис. 26 следует, что расстояние до центра небесного тела

$$R = \frac{Д}{2 \sin \frac{\beta}{2}}, \tag{3.14}$$

где β — угол при вершине телесного угла;

$Д$ — диаметр небесного тела (величина берется из справочников).

Оптические высотомеры выполняют одновременно и функции вертикалей. В связи с этим способы измерения угла β и определения границ видимого горизонта небесных тел рассматриваются в разделе о вертикалях.

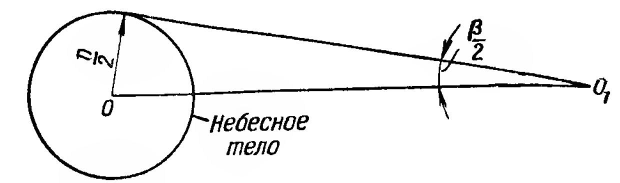


Рис. 26. Схема определения высоты полета оптическим методом

Радиационный метод измерения высоты

Высоту полета можно определить, измерив лучистую энергию, попадающую на чувствительный термоэлемент (термопары, термостолбики, болометры и др.). Плотность потока F, излучаемого поверхностью, имеющей площадь A, и проходящего расстояние R от излучаемого тела, измеряется количеством лучистой энергии на единицу площади, перпендикулярной линии распространения лучей:

$$F = \frac{\varepsilon \sigma A T^4}{\pi R^2}, \tag{3.15}$$

где ε — общая эмиссионная способность поверхности;

$\sigma = 5{,}7 \cdot 10^{-12}$ *вт·см²·град⁻⁴* — постоянная;

T — абсолютная температура излучаемого тела.

Формула (3.15) справедлива при условии, если расстояние R более чем в 10 раз превосходит диаметр небесного тела. При меньшем расстоянии необходимо учитывать неравномерность излучения в пределах телесного угла.

Численная оценка погрешностей в измерении расстояния до Солнца с помощью чувствительных термопар (чувствительность около 10^{-9} *вт*) показывает, что относительная погрешность в измерении высоты $\frac{\Delta H}{R}$ достигает 0,01—0,1%.

Для обеспечения высокой точности измерения термоэлемент должен находиться в цилиндрической трубе,

направленной по вертикали в сторону небесного тела; при этом внутренние изотермические условия не должны допускать теплообмена между стенками трубы и термоэлементом. Изменение интенсивности потока излучения небесного тела может привести к погрешностям в измерении высоты (или расстояния до небесных тел).

Радиолокационный высотомер

Расстояние до поверхности небесного тела можно определить, послав радиосигнал в сторону небесного тела и измерив время прихода отраженного сигнала. Принципиально радиолокационный метод, применяемый для измерения высоты в космических полетах, не отличается от радиолокационных методов, применяемых для наземных измерений. Однако в космическом пространстве вследствие огромных расстояний и больших скоростей движения небесных тел возникает необходимость учета перемещений летательного аппарата и небесных тел за время прохождения радиосигнала, а также смещения частоты отраженных сигналов (эффект Допплера). Кроме того, для работы радиолокационной станции на космических летательных аппаратах требуется значительный расход электроэнергии, особенно при измерении больших высот. Однако при малых высотах полета, особенно в период посадки летательного аппарата, радиолокационный метод измерения высоты может оказаться весьма эффективным.

Измерять высоту лучше всего одновременно несколькими датчиками, основанными на различных методах измерений. Это дает возможность уменьшить погрешности, улучшить динамические свойства и повысить надежность измерителей высоты.

§ 3.6. ВЕРТИКАЛИ

Определение направления вертикали необходимо для навигации и угловой ориентации летательного аппарата и специального бортового оборудования (фотоаппаратов, телескопов и т. п.). Приборы, определяющие направление вертикали, будем называть вертикалями, добавляя к этому слову термин, указывающий принцип действия. Например, выражения «оптическая вертикаль», «гироскопическая вертикаль» и другие означают, что при определении вертикали использованы оптические, гироскопические и другие принципы действия.

В зависимости от физической сущности различают несколько разновидностей вертикальных направлений:

— вертикаль места (географическая вертикаль), совпадающая с отвесом, точка подвеса которого неподвижна относительно Земли;

— гравитационная вертикаль, совпадающая с направлением сил поля тяготения Земли;

— геоцентрическая вертикаль, совпадающая с направлением радиуса-вектора, проведенного из центра земного эллипсоида в данную точку.

Эти разновидности вертикальных направлений могут быть и на других планетах и небесных телах.

На космических летательных аппаратах могут быть использованы измерители направления вертикали, основанные на различных принципах действия:

— гироскопическая вертикаль;
— гироинерциальная вертикаль;
— оптическая вертикаль;
— аналитическая вертикаль;
— гравитационная вертикаль.

Гироскопическая вертикаль

В качестве указателя направления местной вертикали, действующего сравнительно короткое время (несколько минут), можно использовать свободный гироскоп. Хорошо сбалансированный гироскоп в трехстепенном карданном подвесе сохраняет заданное направление относительно инерциального пространства независимо от ускорений движения летательного аппарата.

Однако вследствие вращения Земли и движения летательного аппарата вокруг центра Земли местная вертикаль непрерывно вращается относительно инерциального пространства. Вследствие этого гироскоп непрерывно поворачивается относительно первоначального вертикального положения, внося погрешности в измерения.

Опыт показал, что для управления полетом ракеты-носителя на активном участке взлета лучше использовать гироскопические вертикали. В этот период возникают большие перегрузки, которые почти не оказывают

влияния на гировертикаль. В основном на гировертикаль влияет горизонтальная составляющая вращения Земли $\omega_З \cos \varphi$. Максимальной величины уход гироскопа от направления вертикали достигает на экваторе 1/4° в минуту.

Гироинерциальная вертикаль

Гироинерциальная вертикаль является основной частью гироинерциальной системы навигации, описание которой дано в § 4.5.

Оптическая вертикаль

Работа оптических систем определения вертикали основана на слежении за горизонтом планеты. Характерной особенностью горизонта планеты является резкое изменение мощности инфракрасного (ИК) излучения на границе планеты с внешним пространством.

Если определять вертикаль относительно Земли, то мощность излучения у горизонта будет зависеть от температуры и длины волны (рис. 27), на которой осуществ-

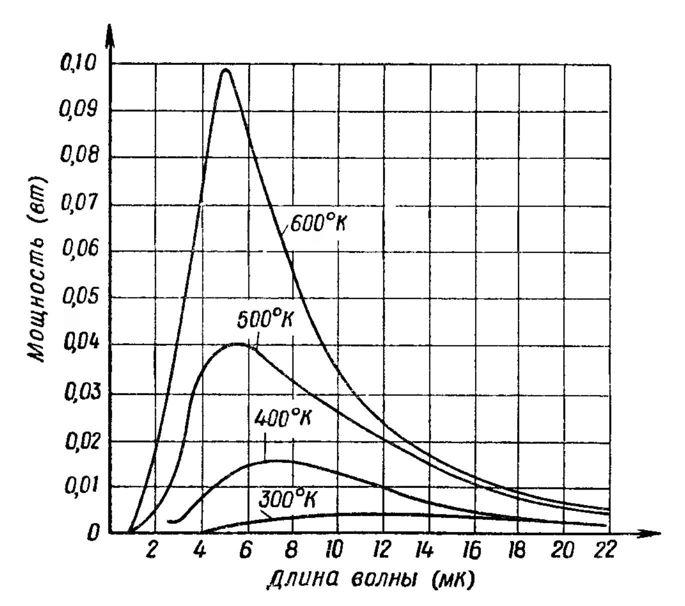


Рис. 27. Зависимость мощности излучения от длины волны и температуры

ляется прием ИК излучения. Кроме того, на принимаемые излучения влияют метеорологические условия атмосферы, чувствительность преобразователя ИК излучения в электрические сигналы и параметры оптической системы.

Слежение за горизонтом можно выполнять различными способами.

Совместив круглый непрозрачный диск *1* с видимым диском *2* небесного тела (рис. 28, *а*), можно определить направление вертикали и расстояние до центра небесного тела. По известным диаметрам диска d и небесного тела D и измеренному расстоянию r от центра прибора (точка O_1) до диска можно определить расстояние $R=\frac{D}{d}r$ до центра небесного тела. Аналогично производится измерение при круговом движении оптического пеленгатора *1*, следящего за горизонтом небесного тела *2* (рис. 28, *б*). Геометрическая ось конуса, по которому скользит луч пеленгатора с угловой скоростью ω, является направлением вертикали.

Распространен также третий способ (рис. 28, *в*), по которому направление вертикали получают сканированием двух пеленгаторов *1* и *2* в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Ось каждого пеленгатора вращается с помощью электродвигателей *3* и *4* с постоянной угловой скоростью в заданной плоскости.

На рис. 29 показана схема работы системы в одной плоскости сканирования. При вращении пеленгатора возникают импульсы, создаваемые фоточувствительным элементом. Импульсы, показанные на рис. 29, *б* пунктиром, возникают в то время, когда сканирующий луч находится в пределах опорного сектора (рис. 29, *а*), занимающего угол 90°. Приборная вертикаль совпадает с биссектрисой угла опорного сектора. В пределах оставшихся 270° сканирующее устройство может принимать излучение в инфракрасном спектре от небесного тела и космического пространства. Импульсы сигналов, показанные на рис. 29, *б* сплошными линиями, возникают в то время, когда луч проходит сектор между двумя касательными *1* и *2* (рис. 29, *а*) к поверхности небесного тела. По углу Θ определяют отклонение приборной вертикали относительно истинной вертикали, проходящей через центр небесного тела.

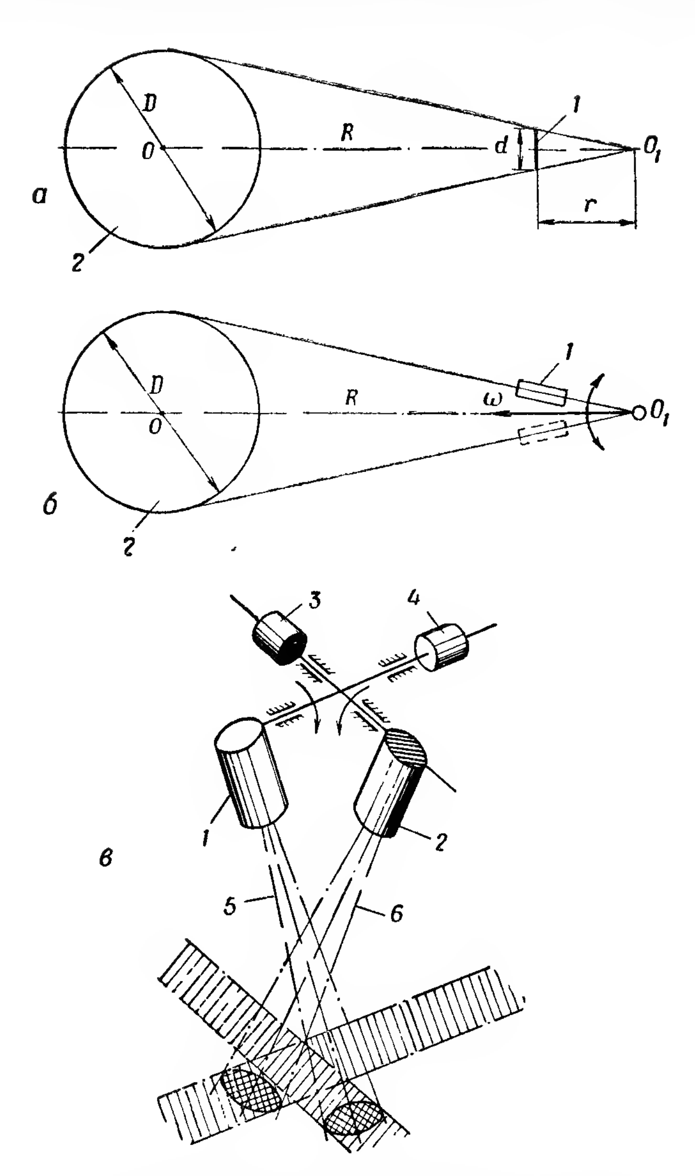


Рис. 28. Схема определения направления вертикали:
а — использование заслонки: *1* — заслонка; *2* — небесное тело; *б* — использование оптического пеленгатора: *1* — пеленгатор; 2 — небесное тело; *в* — использование двух сканирующих пеленгаторов: *1*, *2* — пеленгаторы; *3*, *4* — двигатели; *5*, *6* — лучи

Работа системы в другой плоскости сканирования происходит аналогично.

В качестве приемников ИК излучения планет наиболее часто используют термосопротивления и телевизионные трубки. Они обладают такой же чувствительностью, как фотонные детекторы и криогенные болометры, но не

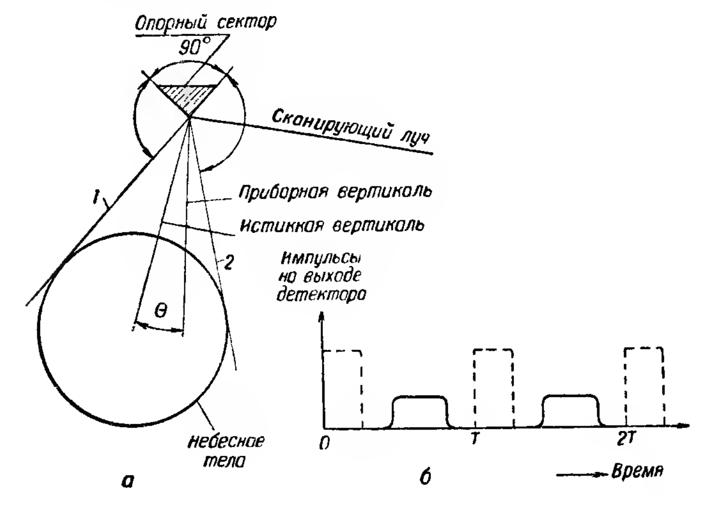


Рис. 29. Работа системы в одной плоскости сканирования:
а — схема движения сканирующего луча; *б* — импульсы

требуют охлаждения до температуры жидкого азота и имеют почти постоянную частотную характеристику в диапазоне от ультрафиолетовых до инфракрасных волн. Оптическая система этих приборов состоит из фокусирующих линз.

Системы ИК вертикали могут состоять из нескольких детекторов, жестко укрепленных на корпусе объекта, или из одного детектора, который осуществляет сканирование горизонта Земли.

В системах без сканирования, которые используют на вращающихся спутниках, применяются четыре детектора с чувствительным элементом — термистором. Детекторы располагаются под углом 90° по окружности видимого горизонта Земли. Если оптическая ось ИК датчика совпадает с местной вертикалью, то все детекторы дают на выходе одинаковый сигнал.

При отклонении оси от местной вертикали один из термисторов получит бо́льшую энергию, а противоположный — меньшую. Разница между выходными сигналами обоих термисторов пропорциональна отклонению оптической оси от местной вертикали.

Сканирующие ИК датчики осуществляют различные виды сканирования по конусу и по краю горизонта.

При коническом сканировании детектор движется по конусу (рис. 30, *а*). При пересечении детектором линии горизонта вследствие температурного градиента на выходе детектора возникает импульс, фаза которого относительно фазы опорных импульсов определяет местную вертикаль. При сканировании по горизонту (линейное сканирование) детекторы качаются в пределах малого угла относительно горизонта (рис. 30, *б*).

При пересечении линии горизонта вырабатывается сигнал слежения для коррекции положения космического аппарата.

По объему получаемой информации наименее выгодна система с коническим сканированием, ибо она в течение большей части времени не просматривает горизонт.

В системах без сканирования ИК изображение наблюдаемого небесного тела оптически расщепляется на квадранты. С помощью прерывателя сравнивают энергию, излучаемую планетой в противоположных квадрантах. Разностный сигнал, получаемый при этом, является сигналом коррекции положения корабля.

На точность работы ИК датчиков оказывают влияние собственные шумы, а также ошибки, причинами которых бывают неоднородность атмосферы у горизонта, эллиптичность Земли и появление на больших высотах холодных облаков циклонного происхождения.

Для устранения влияния холодных облаков снижают пороговую чувствительность ИК датчика или применяют сканирование горизонта по слою углекислого газа CO_2, окружающему Землю. Этот слой, сильно поглощающий волны в диапазоне 14—16 *мк*, значительно выше максимальной высоты, на которой появляются холодные облака.

И, наконец, можно применять оптические фильтры в виде селективных оптических слоев (до 36 слоев) на лицевой грани детектора.

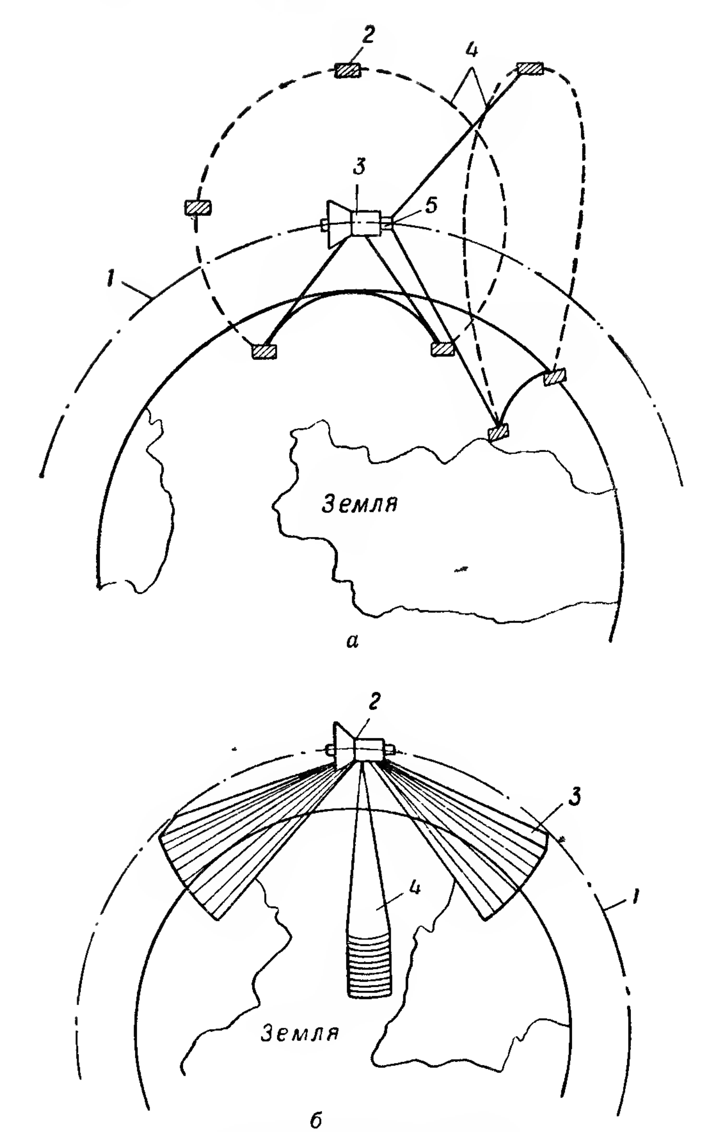


Рис. 30. Методы сканирования:

а — коническое сканирование: *1* — траектория; *2* — поле зрения детектора; *3* — ИК датчик горизонта в плоскости тангажа; *4* — окружность конического сканирования; *5* — ИК датчик горизонта в плоскости крена; *б* — линейное сканирование: *1* — траектория; *2* — ИК датчик; *3* — положение поля видимости в плоскости тангажа; *4* — положение поля видимости в плоскости крена

Особую опасность для ИК датчиков представляют засвечивания лучами Солнца, когда оно заходит или восходит. Возникающий при этом чрезмерно большой сигнал у ИК датчика может вывести прибор из строя. Для устранения этой опасности применяют ограничители сигналов, светофильтры и другие устройства.

Датчики горизонта используют для навигации на среднем участке полета. С их помощью также осуществляют дальнее визирование планет, диаметры которых позволяют иметь телесный угол наблюдения не менее 2—3°.

При навигации на среднем участке полета ИК датчики можно использовать как измерители направления на планету.

Точность современных ИК датчиков горизонта 1—1,5°.

Аналитическая вертикаль

Если определить предварительно траекторию движения КЛА, то можно промоделировать направления вертикали в зависимости от координат места непосредственно на борту объекта. На этом основан аналитический метод определения направления вертикали.

Положение спутника при эллиптическом движении определяется длиной радиус-вектора относительно центра Земли и аргументом широты u. Аргумент широты можно вычислить для любого заданного момента времени по уравнению Кеплера

$$u = M + \frac{2\pi}{T}(t - t_0) + \varepsilon, \qquad (3.16)$$

где $\varepsilon = 2e \sin \frac{2\pi}{T}(t - t_0) + \frac{5}{4} e^2 \sin \frac{4\pi}{T}(t - t_0) + \ldots$

Из формулы видно, что аргумент широты слагается из двух углов: угла $M + \frac{2\pi}{T}(t - t_0)$, равномерно возрастающего со временем со скоростью $\frac{2\pi}{T}$, и периодически изменяющегося угла ε, представляющего собой бесконечный ряд синусоидальных членов с периодами T, $\frac{T}{2}$, $\frac{T}{3}$ и т. д., зависящих от эксцентриситета e орбиты КЛА.

При проектировании бортового вычислительного устройства необходимо знать допустимую степень приближения при воспроизведении угла u с целью получения заданной точности.

Для моделирования аргумента широты с точностью до 1′ в формуле (3.16) достаточно иметь члены с множителями e не выше чем во второй степени. На рис. 31, *а* показана упрощенная блок-схема построителя аналитической вертикали.

Электрические сигналы часов *1* передаются в вычислитель *2* аргумента широты, на выходе которого получаются сигналы, пропорциональные аргументу широты u. Алгоритм вычислителя *2* определяется формулой (3.16). Аналитическая вертикаль представляет собой разомкнутую вычислительную систему, поэтому со временем накапливаются погрешности вычисления аргумента широты. Для компенсации погрешностей предусмотрены датчик поправок *3* и телеметрический приемник *4*. Сигналы поправок передаются от системы коррекции *5*, располагаемой на Земле.

На рис. 31, *б* показана блок-схема бортового оборудования, входящего в состав аналитической вертикали. В этой схеме предусмотрены кодовые устройства, необходимые для приема и передачи радиосигналов в закодированной форме. Кроме того, в системе используется стабилизатор направления осей навигационной системы координат, относительно которой и определяется направление радиус-вектора (аналитической вертикали). Компенсировать погрешности построителя аналитической вертикали можно следующим образом.

При пролете КЛА над районом расположения цепи контрольно-измерительных станций последними измеряют все параметры его движения. Бортовое устройство по команде с Земли или по заданной программе передает свои координаты, которые вследствие погрешностей построителя аналитической вертикали отличаются от истинных координат.

Наземный вычислительный комплекс на основании измеренных и полученных данных вырабатывает сигналы коррекции по всем основным параметрам движения и по телеметрическому каналу связи передает на борт КЛА. Принятые сигналы преобразуют в поправки,

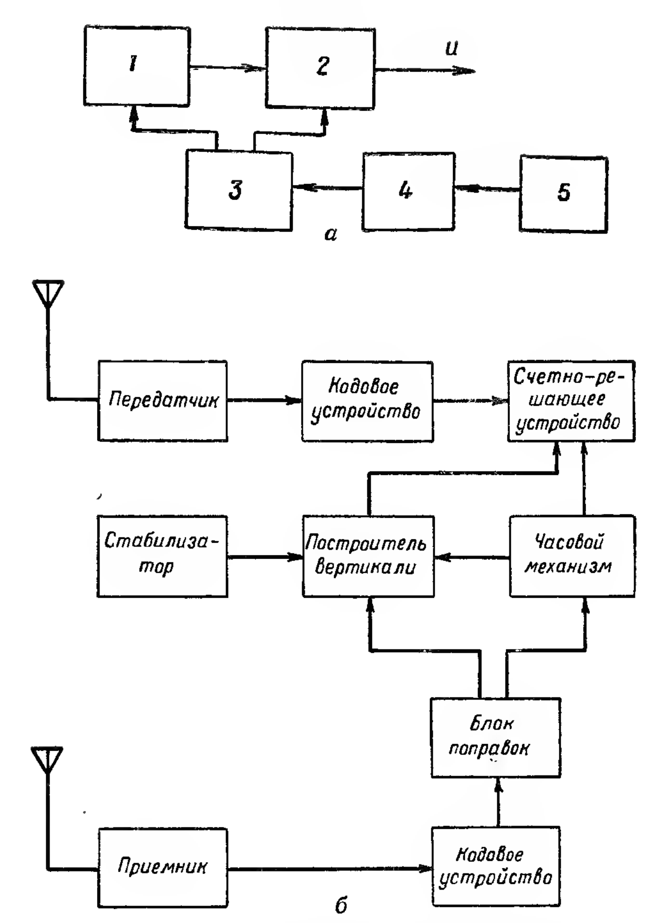


Рис. 31. Упрощенная блок-схема построителя аналитической вертикали:

а — общая схема: *1* — часы; *2* — вычислитель аргумента широты; *3* — датчик поправок; *4* — приемник; *5* — система коррекции; *б* — блок-схема бортовой системы построителя вертикали

которые и вводятся в построитель вертикали для коррекции ошибок.

Гравитационная вертикаль

Принципиально можно построить вертикаль, основанную на измерении разностей гравитационных ускоре-

ний, воспринимаемых акселерометрами. Принцип действия такой вертикали можно понять, рассмотрев рис. 32.

Три пары акселерометров A_{X_1}, A_{X_2}; A_{Y_1}, A_{Y_2}; A_{Z_1}, A_{Z_2} образуют своими осями чувствительности две систе-

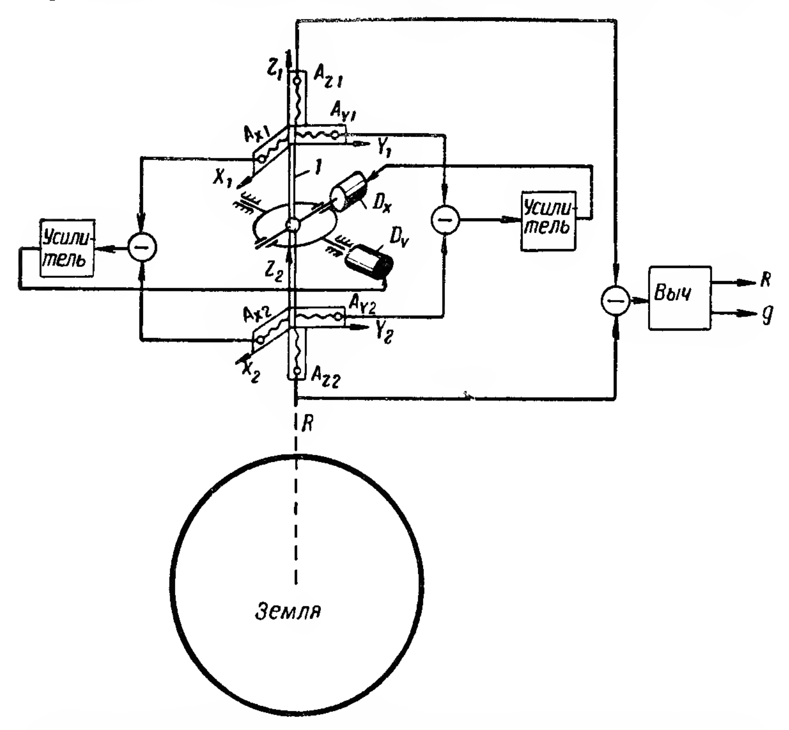


Рис. 32. Принципиальная схема гравитационной вертикали, измерителя расстояний до центра небесного тела и гравитационного ускорения

мы прямоугольных координат $X_1Y_1Z_1$ и $X_2Y_2Z_2$. Оси X_1 и X_2, а также Y_1 и Y_2 параллельны друг другу, а оси Z_1 и Z_2 совпадают. Расстояние между началами этих систем координат равно l. Разности сигналов каждой пары одноименных акселерометров A_{X_1} и A_{X_2}, A_{Y_1} и A_{Y_2} подаются на соответствующие усилители, а затем на двигатели $Д_X$, $Д_Y$ отработки штанги *1*, на которой укреплены акселерометры. Штанга поворачивается до тех пор, пока разностные сигналы не станут равны нулю. При этом продольная ось $Z_1 - Z_2$ штанги устанавливается по на-

правлению гравитационного поля Земли. Разностный сигнал, получаемый с акселерометров A_{Z_1} и A_{Z_2}, можно использовать для измерения расстояния от летательного аппарата до небесного тела и гравитационного поля. Действительно, измеренная акселерометрами разность гравитационных ускорений

$$\Delta a_z = a_{z_1} - a_{z_2} = 2\frac{l}{R}g, \tag{3.17}$$

где R — расстояние до центра притягивающего небесного тела;

$g = g_0 \frac{R_0^2}{R^2}$ — гравитационное ускорение в месте расположения прибора;

g_0 — гравитационное ускорение на поверхности небесного тела;

R_0 — радиус небесного тела.

Следовательно, расстояние до небесного тела можно определить по формуле

$$R = \sqrt[3]{\frac{2lR_0^2 g_0}{\Delta a_z}}, \tag{3.18}$$

а гравитационное ускорение по формуле

$$g = \frac{R\,\Delta a_z}{2l}. \tag{3.19}$$

Для реализации гравитационной вертикали и дальномера (до центра небесного тела) нужно иметь акселерометры огромной чувствительности ($10^{-9} \div 10^{-12} g_0$) и высокой точности. Поэтому гравитационная вертикаль является перспективной, но трудно реализуемой измерительной системой.

§ 3.7. КУРСОВЫЕ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ

Курсовые приборы и системы применяются на летательном аппарате для ориентации горизонтальной системы координат по азимуту. С помощью курсового прибора измеряют курс — угол между проекцией продольной оси летательного аппарата на горизонтальную плоскость и каким-либо направлением в этой плоскости. Если таким направлением является географический меридиан, то из-

меренный курс называется истинным. В авиации пользуются также ортодромическим курсом, отсчитываемым относительно заданной траектории ортодромического вида (ортодромия — дуга большого круга на земной поверхности).

В космических полетах применяется отсчет курса относительно плоскости орбиты (орбитальный курс). При этом курсовой угол отсчитывается по часовой стрелке (от северного направления к восточному) от 0 до 360°.

По методу измерения различают следующие курсовые приборы:

— гироскопические, основанные на свойстве гироскопа сохранять заданное направление в пространстве;

— астрономические, основанные на пеленгации небесных светил;

— радиотехнические, в которых для пеленгации используются наземные радиостанции и движущиеся естественные и искусственные источники радиоизлучений.

Гирополукомпас

Гирополукомпас применяется для разворотов летательных аппаратов на заданный угол при выполнении заданного маршрута и предпосадочного маневра, а также для осуществления полета по ортодромии.

Чувствительным элементом гирополукомпаса служит трехстепенный гироскоп Γ с горизонтальной осью вращения (рис. 33). Ось вращения гироскопа удерживается в горизонтальной плоскости с помощью коррекции. Ось вращения наружной рамки *2* автоматически удерживается по направлению вертикали с помощью двух взаимно перпендикулярных рамок *3* и *4*, управляемых вертикалью. Внутренняя рамка *1*, в которой помещен гироскоп, автоматически удерживается перпендикулярно наружной рамке *2*, т. е. горизонтально. Если ось гироскопа наклонится относительно горизонтальной плоскости и перпендикулярность рамок *1* и *2* нарушится, то датчик угловых сигналов C_X воспримет это отклонение и подаст сигнал на двигатель $Д_Y$. Вращающий момент этого двигателя вызывает прецессию гироскопа в сторону устранения отклонения.

Как только ось гироскопа установится в горизонтальное положение, момент двигателя $Д_Y$ исчезнет и процесс коррекции закончится.

Если гироскоп неуправляем в азимутальном направлении, то он поворачивается в горизонтальной плоскости вследствие вращения Земли и летательного аппарата вокруг Земли. Предусматривается начальная установка

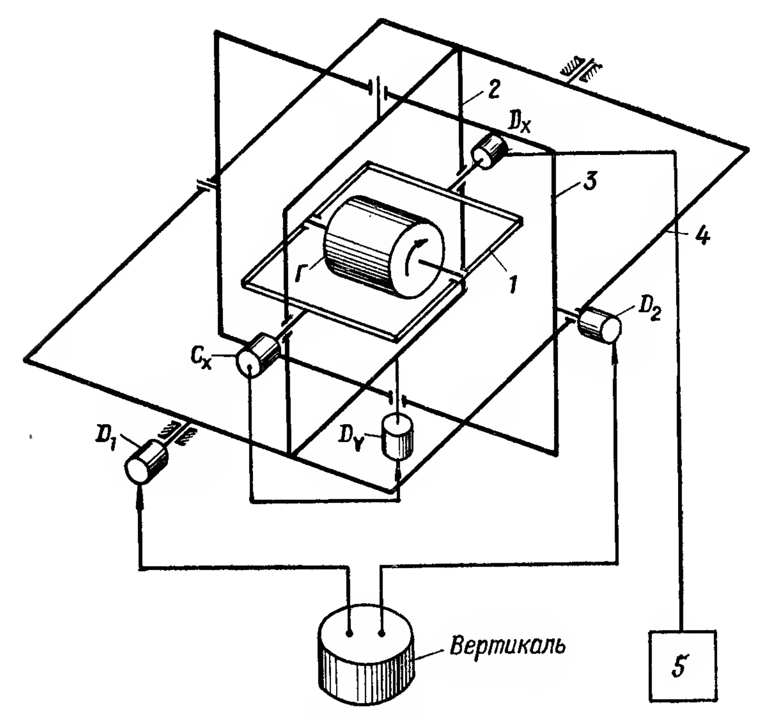


Рис. 33. Кинематическая схема гирополукомпаса

оси гироскопа по азимуту и коррекция ухода гироскопа вследствие вращения Земли.

Коррекция осуществляется двигателем $Д_X$, установленным на горизонтальной оси карданного подвеса гироскопа. На двигатель подается от задатчика 5 электрическое напряжение, пропорциональное вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли $\omega_з \sin\varphi$. Момент этого двигателя вызывает прецессию гироскопа, компенсирующую $\omega_з \sin\varphi$.

Если после такой коррекции гироскопа лететь с постоянным курсом по гирополукомпасу, летательный аппарат будет двигаться по ортодромической траектории. Трение в осях карданного подвеса и несбалансированность вызывают дрейф гироскопа по азимуту. Поэтому пользоваться гирополукомпасом длительное время нельзя.

Астрономические компасы

Астрономические компасы служат для измерения курса летательного аппарата путем пеленгации небесных светил с учетом вращения Земли и координат места. Отметим особенности астрономических компасов.

Астрономические компасы являются автономными измерителями курса, не зависящими от магнитного поля Земли и от радиосвязи с наземными радиостанциями. С их помощью можно измерять курс в любых районах Земли, в том числе и в районах географических и магнитных полюсов, а также на любых скоростях и высотах полета.

По методу измерения различают астрокомпасы горизонтальные и экваториальные. В горизонтальных астрокомпасах плоскость пеленгации совпадает с плоскостью вертикала светила, в экваториальных — с кругом склонения светила.

Обычные астрономические компасы воспринимают видимую или инфракрасную часть спектра света, излучаемого небесным светилом. Есть также астрокомпасы, воспринимающие поляризованный свет и радиоизлучения Солнца. Возможен прием радиоизлучений Луны и других светил. Такие компасы называются соответственно поляризованными астрономическими и радиоастрономическими.

Горизонтальный астрономический компас основан на пеленгации небесного светила. Плоскость пеленгации П астрокомпаса, проходящая через вертикаль места, направлена на географическое место светила (точка C, рис. 34, a). Направление географического меридиана можно определить, если известен угол A — азимут светила. Величина азимута зависит от координат географического места светила (склонение δ и гринвичский часовой угол $t_{гр}$) и координат места летательного аппарата (широта φ и долгота λ). Азимут можно вычислить с помощью счетно-решающего прибора.

Можно и другими способами определить направление географического меридиана летательного аппарата. На рис. 34, *б* показана схема измерения экваториальным компасом, у которого плоскость пеленгации П проходит через ось мира $P_N P_S$ и географическое место светила C.

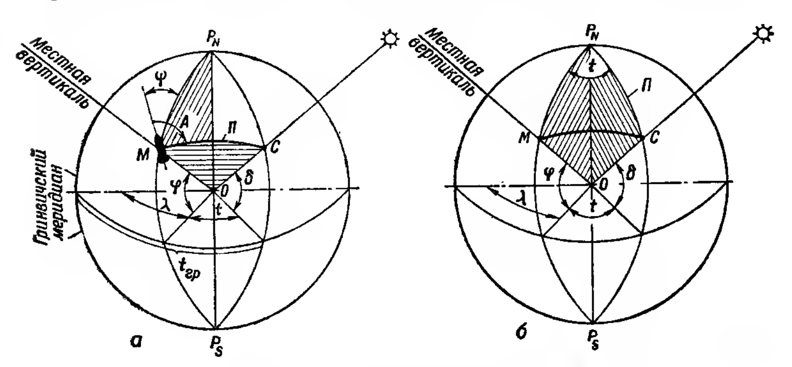


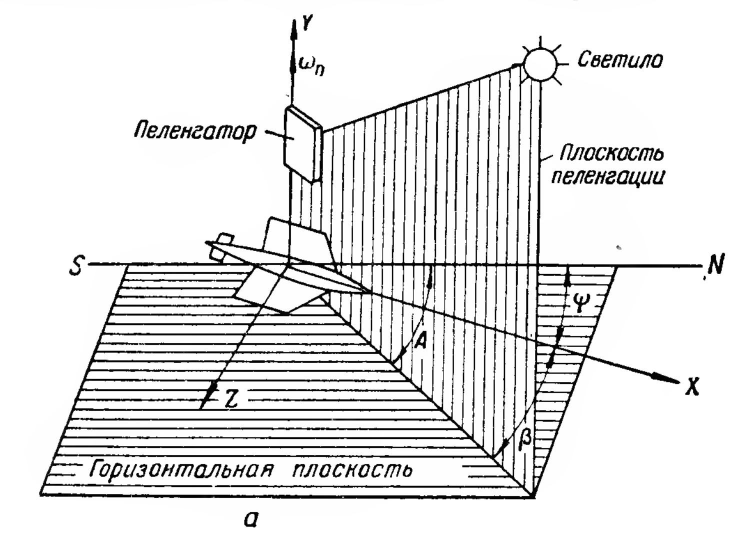
Рис. 34. Способы пеленгации небесного светила, применяемые в астрокомпасах:
а — горизонтальный; *б* — экваториальный

Если известен часовой угол t между кругом склонения светила и меридианом летательного аппарата, то можно определить направление этого меридиана.

Чтобы измерить курс ψ, нужно определить угол поворота летательного аппарата вокруг вертикальной оси относительно направления географического меридиана $N—S$ (рис. 35, *а*).

Принципиальная схема горизонтального астрокомпаса показана на рис. 35, *б*. Пеленгатор автоматически наводится на пеленгуемое светило. Фотоэлемент автоматического следящего устройства обнаруживает отклонение плоскости пеленгации от направления на светило (угол Δβ); это рассогласование устраняется электродвигателем, управляемым сигналами фотоэлемента. На выходе пеленгатора получают курсовой угол светила β.

Для определения истинного курса необходимо вычислить азимут светила. Вычислитель азимута на основании введенных в него координат места φ и λ летательного аппарата и геоцентрических координат δ и $t_{гр}$ светила решает формулы сферической геометрии, выражающие связь азимута с указанными координатами. Счетно-решающие устройства применяются механические и электрические. Измеренный курсовой угол $\beta_{изм}$ светила (угол между продольной осью летательного аппарата и пло-



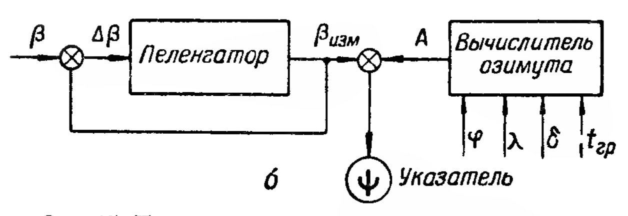


Рис. 35. Принципиальная схема горизонтального астрокомпаса:
а — схема отсчета углов; *б* — принципиальная схема

скостью пеленгации), получаемый на выходе пеленгатора, суммируют с азимутом A светила, в результате чего получают истинный курс $\psi = A - \beta_{изм}$. Таким образом, указатель астрокомпаса дает на выходе истинный курс ψ.

Орбитальный гирокомпас

Для космических полетов маятниковые гирокомпасы не годятся вследствие неэффективности действия маятника. Например, когда в космическом корабле возникает

условие невесомости, устанавливающий момент маятника исчезает, а его положение становится неопределенным.

Однако если вместо маятниковой вертикали использовать какую-либо другую вертикаль, способную работать в условиях космического полета, то можно будет применить курсовой гироскопический прибор в режиме гирокомпаса.

На рис. 36, *а* показана принципиальная схема гирокомпаса, который может быть использован на летательном аппарате, движущемся по какой-либо орбите вокруг Земли.

Гироскоп *1* с горизонтальной осью вращения подвешен в трехстепенном карданном подвесе. Ось вращения внутренней рамы *2* горизонтальная, а ось вращения внешней рамы *3* вертикальная. С осью внутренней рамы жестко связан датчик *5* космической вертикали, который используется для слежения за отклонением плоскости рамы *2* относительно горизонтальной плоскости.

В качестве космической вертикали можно использовать ИК вертикаль, следящую за видимым горизонтом Земли.

Рис. 36. Орбитальный гирокомпас:
а — принципиальная схема; *б* — схема возникновения отклонений гироскопа

Проследим работу прибора. Предположим, что ось вращения гироскопа в начальный момент времени совпадает с плоскостью орбиты. При движении объекта из положения *A* в положение *B* (рис. 36, *б*) гироскоп перемещается поступательно благодаря своей устойчивости. Вследствие этого рамка *2* (рис. 36, *а*), в которой помещен гироскоп, наклонится относительно горизонтальной плоскости, а вместе с ней повернется относительно вертикали и датчик *5*. Сигнал с датчика *5*, соответствующий отклонению от направления вертикали, подается на двигатель *4*. Момент этого двигателя, приложенный к горизонтальной оси рамки *2*, вызывает угловую скорость прецессии гироскопа вокруг вертикальной оси. Прецессия гироскопа продолжается до тех пор, пока его ось вращения не станет перпендикулярна плоскости орбиты. Это положение гироскопа является устойчивым. Поскольку в этом положении гироскопа плоскость рамки *3* совпадает с плоскостью орбиты, то относительно нее можно с помощью датчика угловых сигналов *7* измерить углы рыскания КЛА относительно плоскости орбиты.

Таким образом, гирокомпас может служить курсовым прибором, по которому ориентируется по азимуту орбитальная система координат, используемая для навигации и пилотирования.

Точность измерения гирокомпасом зависит от прецессии орбиты, которая вызывает методические погрешности. Если прецессия орбиты известна, то погрешность можно устранить.

Кроме того, точность измерения гирокомпасом зависит от трения в осях подвеса гироскопа и конструктивных параметров прибора.

§ 3.8. ЭТАЛОННЫЕ ЧАСЫ

Для определения навигационных параметров, проведения научно-исследовательских работ в полете и синхронизации работы бортовой аппаратуры космического летательного аппарата с наземной аппаратурой необходимо непрерывно и с высокой точностью определять текущее время. Например, для проверки законов теории относительности необходима относительная стабильность измерения времени порядка 10^{-10} в течение всего полета.

В полетах вокруг Земли сигналы точного времени можно получать от наземных станций. При этом сигналы точного времени определяются наземными атомными стандартами частоты (цезиевого, аммиачного или водородного типа). Стабильность частоты таких стандартов $10^{-10} \div 10^{-13}$.

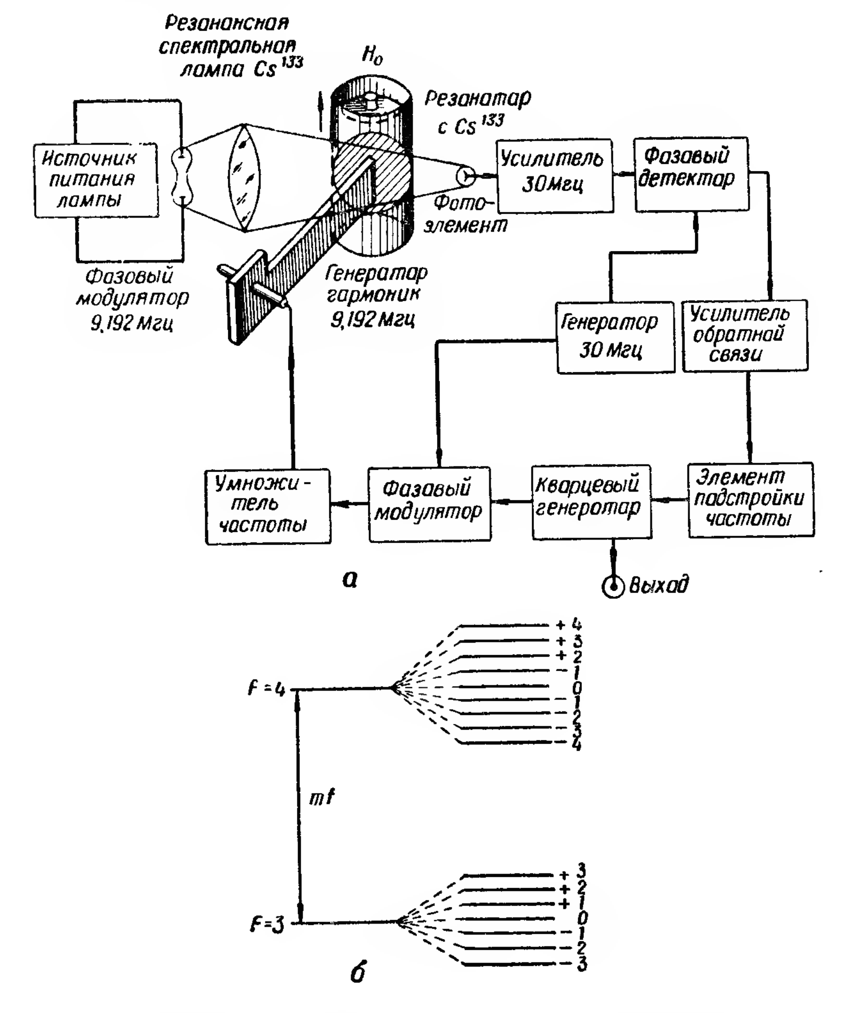


Рис. 37. Цезиевый стандарт частоты с оптической накачкой:
а — блок-схема; *б* — энергетические уровни атомов цезия в магнитном поле (*F* — квантовое число, характеризующее магнитный момент атома)

Однако в некоторых случаях необходимо автономное определение сигналов времени. Для этого наиболее подходящим эталоном частоты может служить цезиевый стандарт частоты с оптической накачкой. В настоящее время стандарты подобного типа выполняются очень малого веса (не больше 13 *кг*) и высокой стабильности (порядка 10^{-10}).

Работа такого стандарта частоты, блок-схема которого показана на рис. 37, *а*, основана на согласовании частоты кварцевого генератора с частотой перехода между энергетическими уровнями атомов цезия. В цезиевом стандарте частоты используются переходы между двумя подуровнями основного состояния атомов цезия (Cs^{133}). Для этого цезий помещается в постоянное магнитное поле порядка 0,5*Э*. В этом случае уровни атома расщепляются на $2F+1$ подуровня. Схему уровней для цезия можно представить диаграммой, приведенной на рис. 37, *б*.

Атом цезия может находиться на любом из указанных энергетических уровней и при определенных условиях переходить с одного уровня на другой. Эти переходы сопровождаются излучением электромагнитной энергии, величина которой определяется по формуле

$$E_2 - E_1 = h\nu, \qquad (3.20)$$

где E_1, E_2 — соответственно энергия начального и конечного состояния атома;
h — постоянная Планка;
ν — частота перехода.

Выбирая соответствующие уровни перехода, можно определить наиболее подходящую частоту электромагнитного излучения. Так, для уровней перехода между $F=3$ и $F=4$ частота перехода мало зависит от величины магнитного поля и определяется для Cs^{133} по формуле

$$\nu = 91926318030 + 427H^2 \ (гц),$$

где H — напряженность магнитного поля.

Таким образом, для работы стандарта частоты необходимо, чтобы атомы Cs^{133} находились на верхнем уровне $F=4$. Вследствие того что частота перехода Cs^{133} строго фиксирована, это обстоятельство используют для подстройки частоты кварцевого генератора. Для этого

облучают газовую ячейку с цезием высокочастотным полем, частота колебаний которого равна частоте перехода, т. е. 9,192 *Мгц*. Перевод на верхний уровень осуществляется методом оптической накачки. Для этого колбу с парами цезия облучают светом, который излучается спектральной лампой. При непрерывном облучении все атомы цезия будут находиться на подуровне $F = 4$.

Индикатором степени насыщения верхнего подуровня является интенсивность света, проходящего через колбу, так как переход атомов из состояния $F = 3$ в состояние $F = 4$ уменьшает число атомов, способных поглощать резонансный свет.

Если колбу с цезием облучить электромагнитным полем с частотой, равной частоте перехода между $F = 3$ и $F = 4$, то разность насыщенностей, созданная источником накачки, исчезнет, так как произойдет переход из состояния $F = 4$ в состояние $F = 3$. При этом переходе изменится интенсивность света. Для определения величины и знака расстройки частоты высокочастотного сигнала применяется фазовая или частотная модуляция этих колебаний. Высокочастотные колебания получаются умножением частоты кварцевого генератора. Таким образом, проходящий через колбу свет будет промодулирован по частоте или фазе. После детектирования света фотоэлементом на выходе возникает сигнал, амплитуда и фаза первой гармоники которого содержат информацию о величине расстройки частоты кварцевого генератора относительно частоты перехода Cs^{133}. Сигналы, получаемые на выходе фазового детектора, подаются на систему автоматической подстройки кварцевого генератора. В результате подстройки стабильность частоты колебаний кварцевого генератора определяется стабильностью перехода Cs^{133}.

Сигналы с выхода кварцевого генератора подаются на схему деления частоты для получения необходимых частот, кратных основной частоте генератора.

Глава IV

АВТОНОМНЫЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

Системы автономной навигации служат для измерения первичной информации без помощи наземных радиотехнических или оптических средств.

Из всех систем автономной навигации на космических кораблях чаще применяют астрономические и инерциальные системы. Однако более точные и надежные результаты получаются при применении объединенных систем, называемых комплексными, так как они дают возможность устранить недостатки отдельных систем навигации, улучшить их динамические свойства и обеспечить измерение навигационных параметров во всех условиях полета.

Выходная информация достигает высокой точности при оптимальной обработке избыточной навигационной информации. Этого можно добиться с помощью электронной цифровой машины, являющейся главной частью комплексных навигационных систем.

Рассмотрим астрономические и инерциальные системы навигации.

§ 4.1. АСТРОНОМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

Астрономические системы навигации находят большое применение в космических полетах. Определив направление на небесные тела и расстояния до них, изучив спектры излучения этих тел, можно определить многие необходимые навигационные параметры (координаты местонахождения, угловую ориентацию и

скорость полета) и, кроме того, определить астрономическое время, исследовать свойства поверхностей небесных тел и окружающих их атмосфер, особенности и физические условия полета в этих атмосферах.

Основное достоинство астрономических систем навигации заключается в том, что с их помощью можно в любое время и в любом районе Вселенной определить координаты местонахождения космического корабля. Очевидно, ни один управляемый космический полет в межпланетном или межзвездном пространстве не может осуществиться без астрономических систем навигации.

Астрономические системы различаются между собой по некоторым признакам. Наиболее существенными из них являются методы навигации, положенные в основу измерения координат местонахождения, и способы получения первичной информации.

Методы астронавигации в межпланетном пространстве сводятся к получению и математической обработке трех поверхностей положения, каждая из которых может быть получена различными способами измерений.

Основными способами измерений являются:

— геометрический, основанный на определении угловых направлений на звезды и центры планет, а также на определении угловых размеров видимых дисков небесных тел;

— радиационный, основанный на анализе радиации небесных тел.

Однако указанных способов часто бывает недостаточно, поэтому в одной и той же астрономической системе могут применяться одновременно геометрические, радиационные и другие способы измерения.

Всю первичную навигационную информацию получают в астрономических системах только на основании излучения небесных тел. Поэтому важнейшими частями астросистем являются их «глаза» — пеленгаторы небесных светил.

В автоматических системах применяются пеленгаторы, следящие за светилами без участия человека. Однако при применении автоматических астрономических систем в начальный период поиска светил человек может отыскать нужную звезду и направить на нее телескоп.

§ 4.2. АВТОМАТИЧЕСКИЕ ПЕЛЕНГАТОРЫ НЕБЕСНЫХ СВЕТИЛ

Пеленгаторы предназначены для автоматического слежения за небесным светилом. Они используются в системах астрономической навигации, в системах угловой ориентации корабля, при посадке корабля на поверхность планеты, для обнаружения метеоритной опасности, для научных целей и т. п.

В состав пеленгатора входят:

— оптическая часть (телескоп), предназначенная для концентрации потоков радиации;

— координатор, определяющий направление отклонения изображения небесного тела от оптической оси телескопа;

— приемник радиации, преобразующий энергию излучения небесного светила в электрический сигнал;

— усилитель тока или напряжения;

— коммутатор, распределяющий сигналы на силовые приводы;

— силовые приводы, производящие повороты телескопа;

— система счисления данных, являющихся выходной информацией пеленгатора.

Блок-схема пеленгатора показана на рис. 38.

Определяющим фактором систем слежения за светилами является способ формирования сигнала рассогласования между направлением оптической оси и направлением на светило. Способ формирования сигнала может быть подобран таким, что позволит следить за светилом, мощность потока которого в сотни тысяч или даже в миллионы раз меньше внутренних шумов системы. На больших высотах полета мешающий фон атмосферы практически отсутствует. Основной помехой в этом случае является засвечивание телескопа излучением Солнца.

По способу формирования сигнала рассогласования различают:

— системы с дифференциальным включением приемников света;

— системы с модуляцией светового потока;

— системы с телевизионной разверткой изображения;

— мозаичные системы.

В каждой фотоследящей системе есть оптика, которая собирает параллельный пучок света, идущего от светила, в точку. Если звезда находится на продолжении оптической оси объектива, то ее изображение будет на-

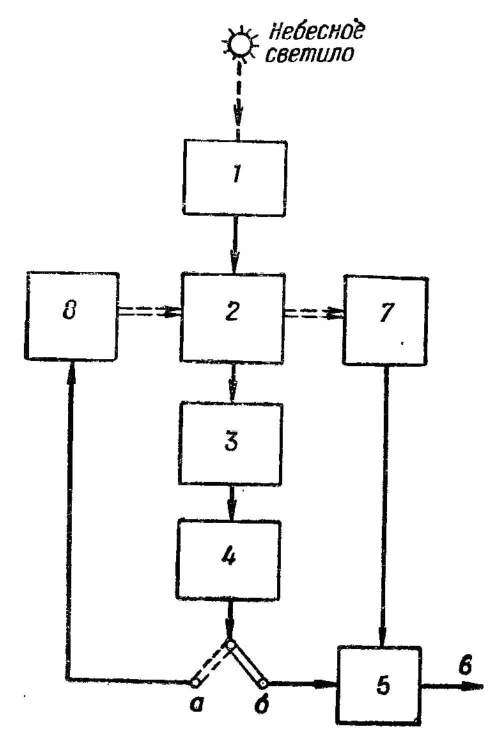


Рис. 38. Блок-схема пеленгатора:
1 — телескоп; *2* — координатор; *3* — приемник радиации; *4* — электронная схема обработки сигнала; *5* — считывающее устройство; *6* — выходной сигнал; *7* — угловые преобразователи; *8* — привод

ходиться в точке пересечения оси с фокальной плоскостью (точка O на рис. 39). Если же пучок света отклонен от оптической оси на угол γ, то изображение звезды переместится в точку A и отклонится от точки O на величину

$$l = F \operatorname{tg} \gamma, \qquad (4.1)$$

где F — фокусное расстояние объектива.

Суммарный поток световой энергии, собираемый в фокальной плоскости, пропорционален площади входного зрачка оптической системы, т. е. $\frac{\pi Д^2}{4}$, где Д — диаметр входного зрачка телескопа.

Чтобы определить небольшие угловые смещения сфокусированного пятна изображения звезды, нужно уменьшить размеры пятна.

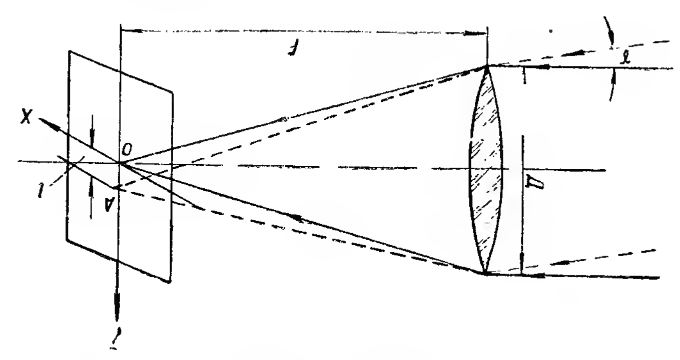


Рис. 39. Схема смещения изображения светила при повороте телескопа

Размеры изображения звезды зависят от дифракции света и качества оптики.

В настоящее время в астрономических навигационных системах применяются три типа телескопов: рефлекторные (рис. 40, *а*), рефракционные (рис. 40, *б*) и комбинированные рефлекторно-рефракционные системы (рис. 40, *в*).

В рефлекторном телескопе световой поток, излучаемый небесным телом, попадает на вогнутую поверхность первичного зеркала, которое в свою очередь образует действительное изображение небесного тела в фокальной плоскости. Телескоп Кассегрена, в котором используется выпуклое вторичное зеркало, расположенное на оптической оси, также представляет собой рефлекторную систему, применяемую обычно для астрономических навигационных систем. В этом телескопе эффективная площадь входного отверстия, предназначенного для собирания светового луча, имеет форму кольца, внешний диаметр которого соответствует внешнему диаметру пер-

вичного зеркала, а внутренний диаметр — внешнему диаметру вторичного зеркала.

В рефракционном телескопе световой поток, идущий от звезды, собирается и фокусируется собирательной линзой — объективом. Объектив служит для той же це-

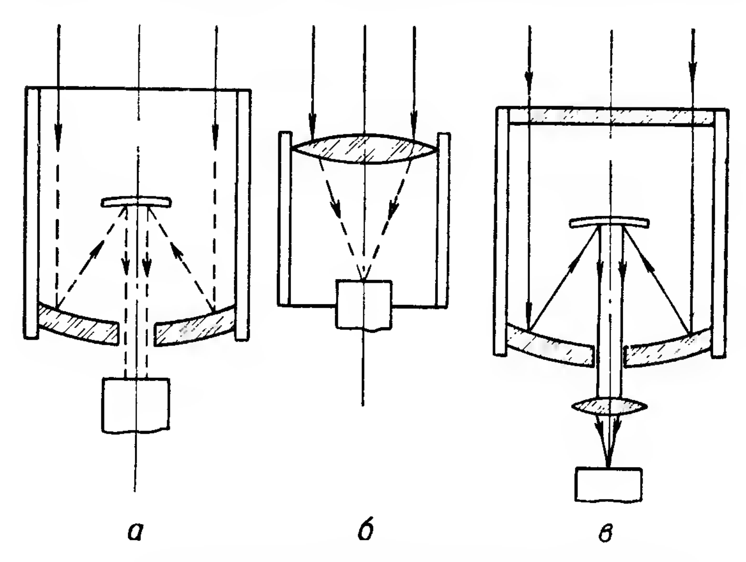


Рис. 40. Типы телескопов, применяемых в астрономических навигационных системах:
а — рефлекторный; *б* — рефракционный; *в* — комбинированный

ли, что и первичное зеркало в рефлекторном телескопе, т. е. для образования действительного изображения звезды в фокальной плоскости.

Рефлекторный телескоп имеет некоторые преимущества по сравнению с рефракционным: малое поглощение света в широком диапазоне частот, небольшой фокальный коэффициент или число F, компактную оптическую систему, небольшой вес и объем, малое поле зрения и др. Рассмотрим свойства оптических систем.

Величина мгновенного поля зрения определяется по формуле

$$\frac{d}{Д} = 2F \operatorname{tg} \frac{\Theta}{2}, \qquad (4.2)$$

где d — ширина щели в фокальной плоскости;

Д — диаметр апертуры;
F — фокусное расстояние;
Θ — мгновенное поле зрения.

На графике (рис. 41) даны величины поля зрения для трех характерных фокальных отношений: $\frac{F}{10}$, $\frac{F}{3}$ и $\frac{F}{1}$.

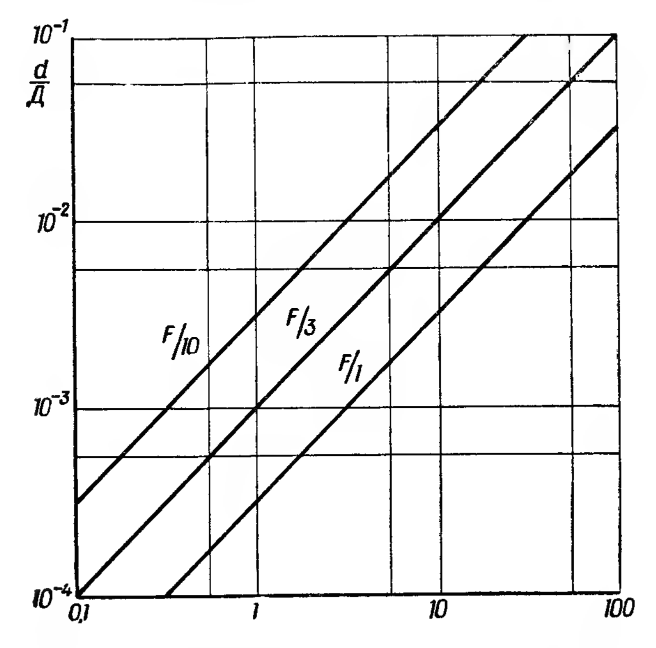


Рис. 41. Зависимость поля зрения телескопа от отношения $\frac{d}{Д}$ и числа F

Например, для оптической системы с полем зрения в одну угловую минуту и числом $\frac{F}{3}$ необходимо соотношение $\frac{d}{Д}$ порядка $9 \cdot 10^{-4}$. Тогда при диаметре апертуры 100 *мм* потребуется щель шириной 0,025 *мм*.

Система с дифференциальным включением приемников излучения

Фотоследящая система с дифференциальным включением приемников радиации наиболее проста по способу

формирования сигнала отклонения. Системы подобного типа можно строить с одним или четырьмя приемниками излучения (фотоэлементами). На рис. 42 показана схема пеленгатора с одним приемником излучения типа фотоэлектронного умножителя (ФЭУ). Свет от пеленгуемой звезды проходит через обтекатель и попадает на параболическое собирающее зеркало. Отраженный от зеркала свет попадает на уголковый отражатель и разделяется на два взаимно перпендикулярных потока (по осям X и Y). Потоки света периодически прерываются (модулируются) колеблющимися якорями, а затем системой линз направляются на приемник излучения (ФЭУ). Для того чтобы отличить отклонение пеленгатора в плоскости, проходящей через оптическую ось телескопа и ось X или Y, колебания якорей подобраны различной частоты.

В пеленгаторе с четырьмя приемниками излучения (рис. 43) световой поток от пеленгуемого небесного тела проходит через телескоп *1*, помещенный в карданный подвес *2* и *3* с двигателями отработки *16* и *17*, и попадает на четырехгранную анализирующую призму *4*.

Анализирующая призма направляет световой поток звезды, наблюдаемый в телескоп, на четыре приемника излучения *5*, *6*, *7*, *8*, которые при одинаковом освещении вырабатывают одинаковые по величине электрические сигналы. Так как приемники излучения включены по дифференциальной схеме, то их сигналы друг друга компенсируют. При отклонении светила от оптической оси телескопа его изображение неодинаково засвечивает приемники излучения, поэтому разностные сигналы будут пропорциональны углам отклонения.

Благодаря применению анализирующей призмы, помещенной в фокальной плоскости телескопа, можно значительно упростить устройство, повысить его точность и уменьшить габариты.

Для контрольной коррекции всей системы в устройстве применяется непрозрачная заслонка *18* с радиолюминесцентным слоем, направленным в сторону вершины призмы. Заслонка периодически перекрывает свет, падающий на призму от светила, и освещает ее радиолюминесцентным светом, который делится призмой на четыре равные части и равномерно освещает все четыре приемника излучения. В этот момент коммутатор *15*

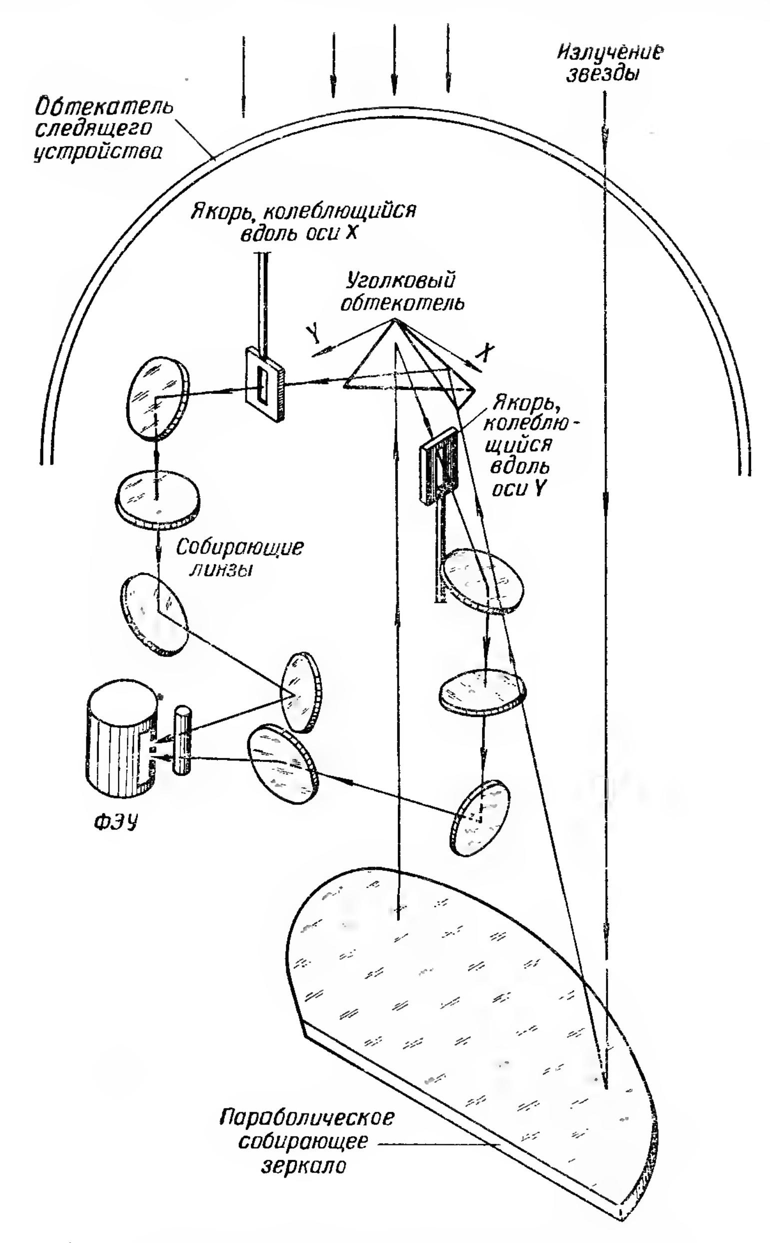


Рис. 42. Схема пеленгатора с одним приемником излучения

переключает последовательные цепи усиления *9*, *11*, *13* и *10*, *12*, *14* на цепи коррекции *20* и *21*, в результате чего происходит самобалансирование фотоследящей системы и автоматическая проверка ее работы.

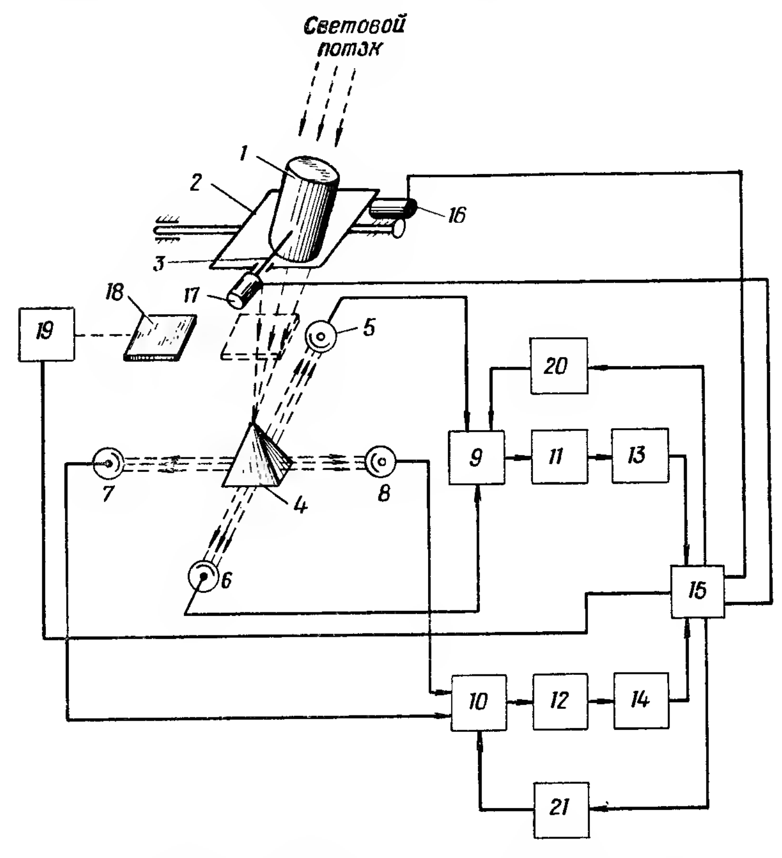


Рис. 43. Схема пеленгатора с четырьмя приемниками излучения:

1 — телескоп; *2*, *3* — карданный подвес; *4* — анализирующая призма; *5*, *6*, *7*, *8* — приемники излучения; *9*, *10* — усилители постоянного тока; *11*, *12* — преобразователи постоянного тока в переменный; *13*, *14* — усилители мощности; *15* — коммутатор; *16*, *17* — двигатели отработки положения телескопа; *18* — заслонка с радиолюминесцентным слоем; *19* — электропривод заслонки; *20*, *21* — цепи коррекции

При длительных полетах космических аппаратов проблема питания аппаратуры навигации и управления имеет очень большое значение. Поэтому в качестве преобразователей радиации звезд и планет использованы полупроводниковые светочувствительные диоды или триоды, а также фотоэлементы, питаемые от ядерного генератора. Ядерный генератор (рис. 44, *а*) представ-

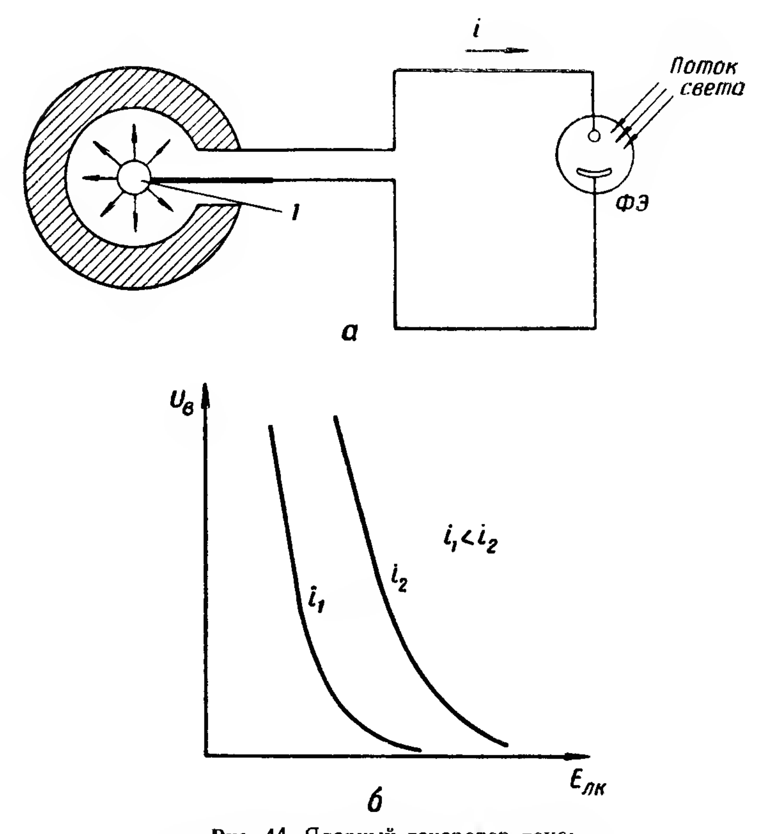


Рис. 44. Ядерный генератор тока:

а — схема питания; *1* — стронций-90; ФЭ — фотоэлемент; *б* — зависимость величины выходного напряжения от освещенности

ляет собой шар, который внутри имеет слой радиоактивного вещества, например изотопа стронция-90. Радиоактивные излучения вызывают ток в электрической цепи, замыкающей электроды ядерного генератора. Так как период полураспада изотопа стронция примерно 30 лет, время работы такого генератора будет очень большим.

Количество электронов, излучаемых внутренним электродом, пропорционально времени. Поэтому ток i генератора в известных пределах изменения нагрузки постоянен и равен току короткого замыкания, т. е. источник является генератором тока.

Ядерные генераторы отличаются простотой, длительным сроком службы и стабильностью тока, определяемой только временем полураспада радиоактивного вещества.

Как доказал советский ученый Н. К. Поваров [17], при питании фотоэлементов или фотосопротивлений от ядерного генератора значительно увеличивается чувствительность преобразователя света.

Это означает, что при малых освещенностях E и заданном токе питания i возрастает выходное напряжение $U_в$ (рис. 44, *б*).

Рассмотренная выше система с дифференциальным включением приемников радиации, которые питаются от атомных батарей, впервые предложена советским инженером Р. И. Полонниковым [16].

Системы с модуляцией светового потока

Наиболее широко в астрономических следящих системах применяются системы с модуляцией светового потока.

Сигналы рассогласования в таких системах формируются периодическим прерыванием светового потока, в результате чего на выходе приемника радиации появляются переменные электрические сигналы.

В настоящее время используют несколько типов модуляторов: шторку, диск, камертон, оптический клин — или различные комбинации из этих модуляторов.

Придавая колебательное или вращательное движение модулятору, можно получить на выходе приемника радиации сигнал, изменяющийся по амплитуде или частоте.

В астро-следящих системах с модуляцией светового потока усиление сигнала осуществляется усилителем переменного тока, благодаря чему достигается высокая точность слежения за светилом. Для определения величины и знака отклонения светила от направления оптической оси телескопа обычно применяется модулятор в единой конструкции с координатором.

Рассмотрим некоторые способы модуляции светового потока. Модуляция с помощью шторки осуществляется следующим образом. Лучистый поток от небесного тела проходит через оптическую систему телескопа и собирается в его фокальной плоскости в форме пятна. Далее свет прерывается (модулируется) шторкой, представляющей собой тонкий диск, одна половина которого прозрачна для лучистого потока, а другая нет. Частота модуляции лучистого потока определяется скоростью вращения шторки.

Однако метод модуляции с помощью шторки, являясь наиболее простым, не обеспечивает высокой точности слежения за светилом. Это обусловлено трудностью получения высокого отношения сигнал — шум при наличии фоновых помех, а также тем, что такие системы имеют небольшие пределы, в которых соблюдается линейная зависимость выходного сигнала от углового смещения звезды.

Более высокой точности слежения можно достичь, если применить в качестве модулятора оптический клин.

Модуляция с помощью вращающегося оптического клина

Система модуляции с вращающимся оптическим клином показана на рис. 45, *а*. Оптический клин отклоняет параллельный пучок лучей от звезды на угол α. Пройдя объектив, этот пучок собирается в фокальной плоскости в точку.

Если на входе в клин лучи проходили параллельно оптической оси, то изображение звезды в фокальной плоскости отклонится от оптической оси на величину $l = F\operatorname{tg}\alpha$. Оптический клин приводится во вращение двигателем $Д_{в_1}$. Синхронно и синфазно с вращением клина вращается ротор генератора K_1 опорных напряжений.

Вследствие вращения оптического клина изображение звезды в фокальной плоскости будет перемещаться по кругу с радиусом l. В фокальной плоскости установлен модуляционный диск, представляющий собой круг, разделенный на чередующиеся прозрачные и непрозрачные радиальные секторы одинаковых размеров (рис. 45, *б*). Радиус прозрачных радиальных секторов делается меньше величины l на величину радиуса светового пятна, изображающего звезду. Модуляционный диск приводит-

ся во вращение двигателем $Д_{в_2}$; при этом скорость вращения диска значительно выше, чем скорость вращения клина. Так как центр модуляционного диска совмещен

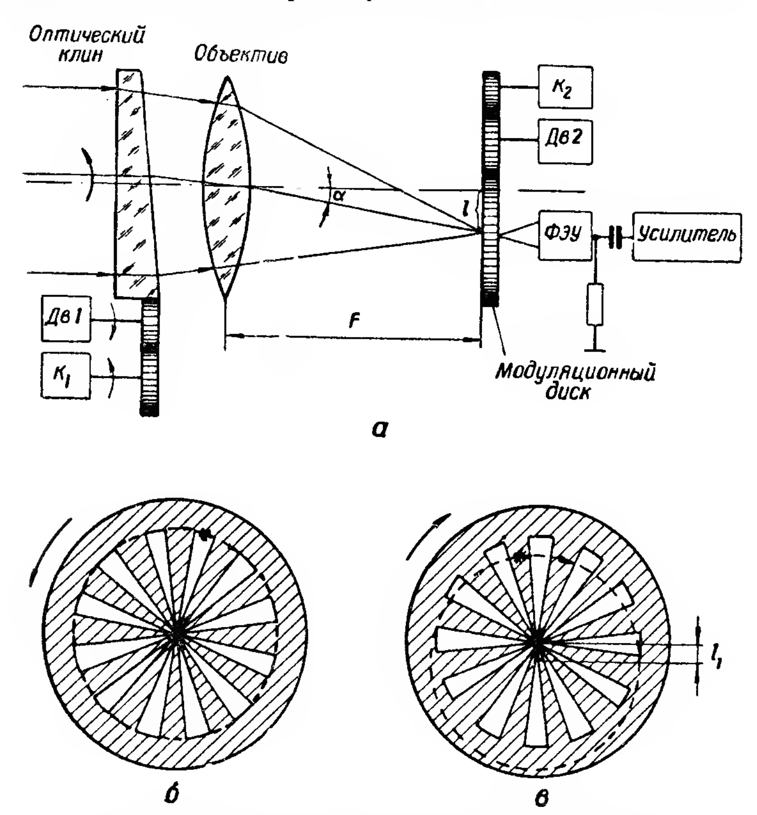


Рис. 45. Модуляция светового потока оптическим клином:

а — схема следящей системы; *б* — положение светового пятна при отсутствии рассогласования; *в* — положение светового пятна при рассогласовании

с оптической осью, то при отсутствии отклонения звезды от направления оптической оси вследствие вращения клина изображение звезды будет двигаться по периферии модуляционного диска. Модуляции светового потока при этом не будет (рис. 45, *б*). При отклонении оптической оси от направления на звезду на угол δ центр вращения изображения звезды в фокальной плоскости переместится в точку, удаленную от оптической оси на расстояние $l_1 = F \operatorname{tg} \delta$ (рис. 45, *в*).

Нетрудно заметить, что на некоторых отрезках пути по кругу изображение звезды будет пересекать прозрачные и непрозрачные секторы, в результате чего на выходе фотоэлектрического приемника появятся сигналы в виде пачки почти прямоугольных импульсов (рис. 46, *а*).

Эти сигналы будут подаваться на вход резонансного усилителя, настроенного на несущую частоту

$$f_{нес} = nN,$$

где N — число прозрачных и непрозрачных секторов;
n — число оборотов диска.

На выходе резонансного усилителя возникает переменный сигнал с частотой $f_{нес}$, промодулированный частотой $f_{огиб} = n$ *об/сек* вращения диска (рис. 46, *б*). При этом глубина и фаза модуляции сигнала огибающей определяются смещением изображения источника излучения в фокальной плоскости объектива. Форма напряжений после детектирования показана на рис. 46, *в*.

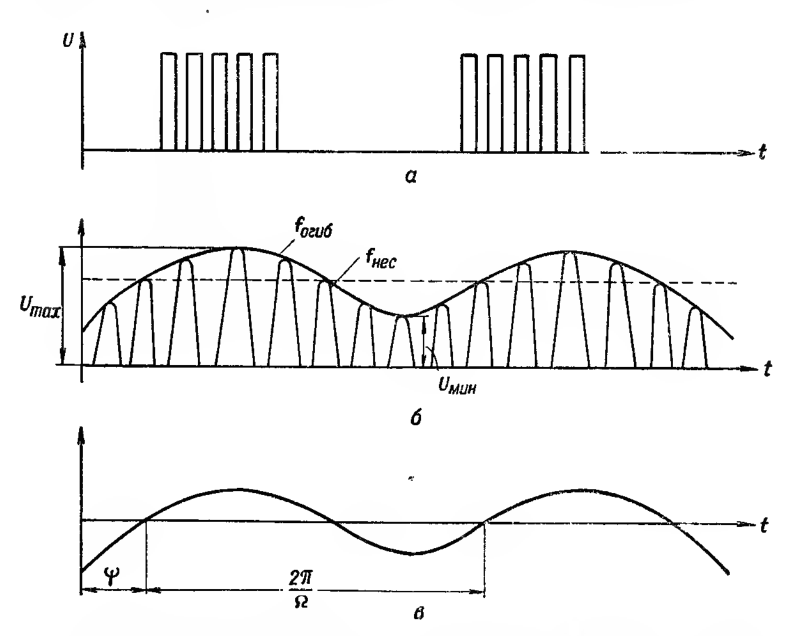


Рис. 46. Форма напряжений при модуляции оптическим клином

Продетектированное напряжение подается на фазовые детекторы, где фазы напряжения огибающей частоты сравниваются с опорным напряжением. В результате выделяется сигнал рассогласования, показанный на рис. 46, *в* в виде смещения фазы на угол ψ.

Рассмотренные выше способы модуляции отличаются тем, что в следящих системах применяются вращающиеся элементы (двигатели, шторки, клинья и т. п.), что сказывается на надежности таких следящих систем.

Модуляция вибрирующим якорем

Данная система модуляции отличается тем, что тонкая пластинка с отверстием, которая меняет апертуру и прерывает световой поток, жестко связана с якорем камертона. На рис. 47, *а* показана принципиальная схема возбуждения колебаний камертона, вследствие которых якорь камертона совершает незатухающие колебания. В этой схеме для поддержания колебательного режима используется цепь положительной обратной связи, а для стабилизации амплитуды — цепь отрицательной обратной связи. Генератор выполняется на полупроводниковых элементах, благодаря чему мощность потребления по постоянному току невелика и составляет всего 50 *мвт*, в то время как модулирующее устройство со шторками, которое приводится во вращение двигателем, обычно потребляет 2—3 *вт*.

Для одновременного слежения по двум осям используют два таких модулирующих устройства, снабженные оптической системой расщепления светового пучка. Это позволяет сформировать два независимых изображения звезды. Якори располагают так, чтобы их колебания были взаимно перпендикулярны.

Выходящие из модулирующих устройств световые сигналы совмещаются на общем фотоумножителе (ФЭУ) (рис. 42).

Для того чтобы различить эти сигналы, выбирают различные частоты колебаний модуляторов. Информация о положении изображения звезды относительно каждой из осей выделяется с помощью селективных усилителей.

Модулированный свет, который выходит из модулятора с колеблющимися якорями, собирается и фокусируется на фотокатоде. Сигнал с выхода предваритель-

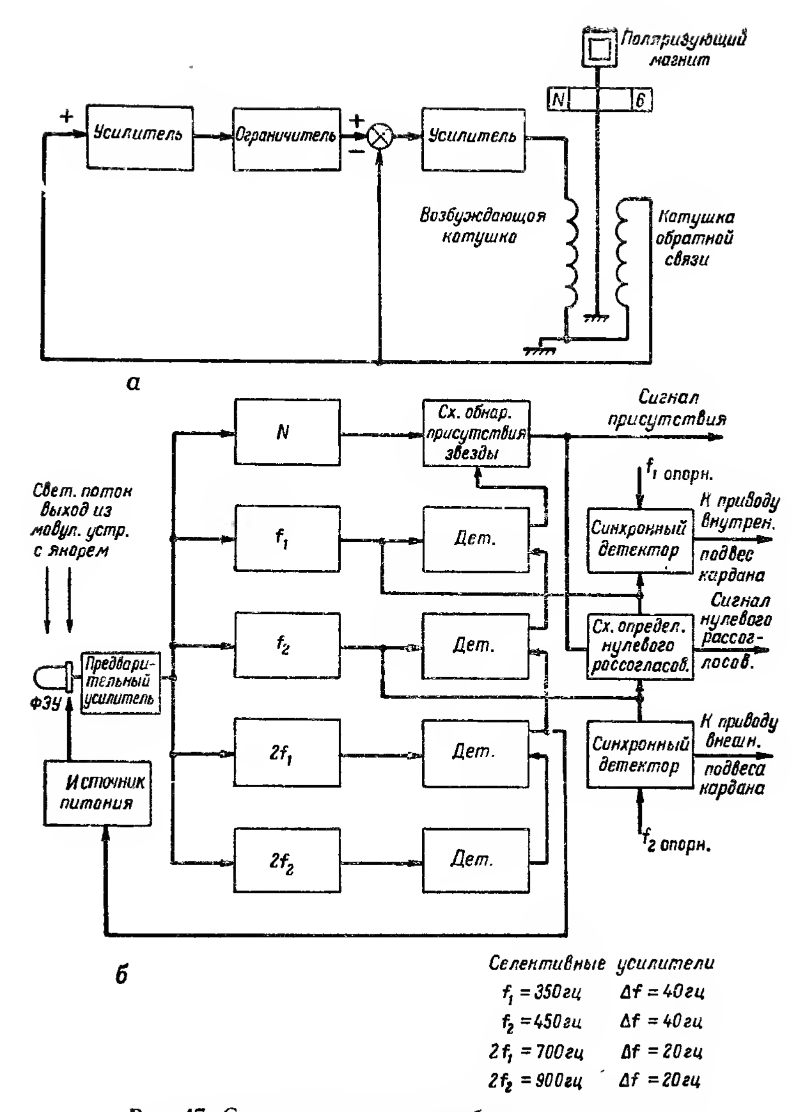


Рис. 47. Схема модуляции колеблющимся якорем:
а — схема возбуждения колебаний модулирующего якоря; *б* — блок-схема следящей системы с расщепленным световым потоком

ного усилителя (рис. 47, *б*) подается на усилители следящей системы и системы опознавания (причем для каждой оси имеется по одному усилителю из названных выше систем), а также на усилитель шумов. Каждый из усилителей соединен с детектором; сигнал, равный сумме выходных сигналов усилителей, подается на схему обнаружения присутствия звезды.

В нормальном рабочем режиме, когда изображение звезды находится в пределах поля видимости, уровень шумов невелик и схема обнаружения присутствия звезды выдает сигнал о ее «захвате». В этом случае поиск прекращается, а следящая система замыкается. Когда изображение звезды занимает по отношению к оси телескопа нулевые координаты, сигналы ошибки (f_1 и f_2) перестают действовать на схему определения нулевого положения изображения звезды. Для автоматической регулировки коэффициента усиления (АРУ) путем воздействия на источник питания фотоумножителя используют сумму сигналов опознавания ($2f_1$ и $2f_2$). Эта регулировка необходима для того, чтобы поддержать устойчивость слежения, поскольку от яркости звезды зависит величина коэффициента усиления следящей системы. Когда Луна или земной облачный покров попадают во время поиска в поле зрения, усилитель шумов вырабатывает сигнал, запирающий схему обнаружения присутствия звезды, в результате чего ложный сигнал слежения не возникает и поиск продолжается.

Система может следить не только за звездой, но и за краем планеты. Это достигается изменением ролей сигналов: сигнал на основной частоте становится сигналом опознавания края, а составляющая сигнала с двойной частотой выполняет роль сигнала ошибки положения светила.

Если сканируется не истинный край планеты, а терминатор (внутренняя дуга серповидного сегмента), то фаза сигналов ошибки и опознавания изменяется на 180°. Таким образом, можно отличить истинный край планеты от внутренней дуги серповидного сегмента. Если выбрать три точки, лежащие на окружности, то с помощью вычислительного устройства можно определить координаты диска планеты и расстояние до нее.

Системы подобного типа обладают высокой механической прочностью (например, одна система испытывалась в течение 10 тыс. *час*). Отсутствие вращающихся частей делает такие системы надежными и пригодными для астрономической навигации космических аппаратов с большим сроком службы.

Системы с телевизионной разверткой изображения

В астрономических системах используют также телевизионную аппаратуру, в которой в качестве чувствительного элемента (приемника радиации) применяется электронно-лучевая трубка. Слежение за сфокусированным изображением объекта осуществляется перемещением электронного луча. В этом случае механические устройства не нужны, благодаря чему уменьшается вес системы и повышаются ее надежность и срок службы.

Системы с телевизионной разверткой могут не только следить за звездой или за участком небесной сферы, но и определять линию горизонта, а следовательно, и текущую вертикаль на объекте. Кроме того, телевизионные системы могут передавать изображение осматриваемого пространства. Такая универсальность телевизионных систем делает их особенно перспективными для дальних космических полетов.

Преобразование светового потока в электрические сигналы осуществляется в видеодатчике. Видеодатчик состоит из объектива, диафрагмы, телевизионной передающей трубки и отклоняющей системы. В качестве объектива используют широкоугольные оптические системы. При этом в зависимости от задач, выполняемых телевизионной системой, величину диафрагмы можно изменять. При наблюдении за звездным полем полное поле зрения телескопа берется равным примерно 90°. При наблюдении за Землей величину диафрагмы увеличивают, что приводит к увеличению количества воспринимаемого света и повышению отношения сигнал — шум.

В качестве передающей телевизионной трубки можно использовать видикон, суперортикон или диссектор с полупрозрачным фотокатодом. Диссектор с полупрозрачным фотокатодом обеспечивает получение высокого отношения сигнал — шум и значительной разрешающей способности без предъявления высоких требований к системе фокусировки изображения. Он обладает повышенной прочностью при длительном облучении электронным

пучком одного и того же участка экрана. В диссекторе нет термоэлектронной пушки, поэтому потребляемая мощность небольшая. Диссектор весьма прост и надежен в работе. Отношение сигнал — шум в диссекторе при сопровождении объекта и передаче изображения одинаковое. Он обладает достаточной чувствительностью для работы по 150 звездам при минимальной величине отношения сигнал — шум не менее 1,9, ширине полосы частот 4 *кгц* и диафрагме 4,5.

Электронное оборудование служит для формирования развертки, преобразования выходного сигнала видеодатчика, отклонения электронного луча и измерения токов в отклоняющих катушках по двум взаимно перпендикулярным направлениям.

В телевизионных астрономических системах мгновенное поле зрения определяется шириной электронного луча.

Для обзора изображения применяются два генератора развертки. Для слежения за объектом используется небольшая лепестковая развертка, а для сканирования и передачи всего (или части) поля зрения видеодатчика — телевизионный растр.

На рис. 48 показаны виды разверток. Для измерения направления на звезду используют вычислительное устройство, обеспечивающее генерацию телевизионного растра на экране диссектора. На телевизионный растр накладывается маленький лепестковый растр развертки электронного луча (рис. 48, *а*). При обнаружении звезды лепестковый растр начинает следить за ее изображением, а координаты звезды X и Y вводятся в вычислительное устройство. Малый растр может быть не только лепестковой, но и линейной формы (рис. 48, *б*).

Операции слежения проводят при обнаружении всех других звезд, попавших в поле зрения видеодатчика. Поэтому при помощи вычислителя можно рассчитать угловые координаты всех звезд и на основании их опознать данный участок небесной сферы.

Для опознавания звездного поля на борту космического корабля необходимо иметь карту звездного неба или координаты расположения звезд, введенные в вычислительную машину. При использовании запоминаемой информации можно обеспечить сканирование реального звездного поля и запоминаемого изображения. Для

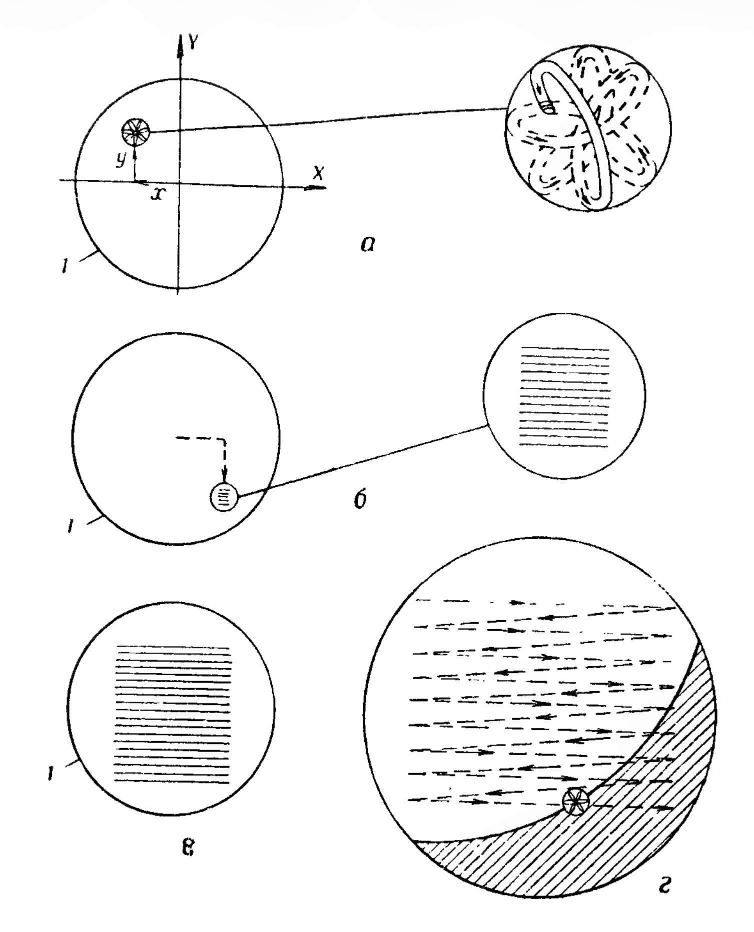


Рис. 48. Виды разверток:

а — лепестковая форма развертки; *б* — малый телевизионный растр; *в* — большой телевизионный растр; *г* — форма развертки при определении линии горизонта; *1* — экран диссектора

этого требуется специальное устройство согласования изображения с электронно-лучевой трубкой, системой сканирования и запоминающими устройствами.

При использовании запоминаемой информации вычислительного устройства импульсы, получаемые при сканировании зоны видимости видеодатчика, вводятся в машину и сравниваются с импульсами запоминающего устройства.

При определении линии горизонта телевизионным растром управляют при помощи вычислительной машины. Большой телевизионный растр (рис. 48, *в*) с наложенной на него лепестковой диаграммой развертывается на экране диссектора. В системе фильтров видеоусилителя линия горизонта появляется в виде импульсного всплеска при пересечении лучом изображения линии горизонта. Центр лепестковой диаграммы совмещается с этой точкой пересечения, а ее координаты X и Y вводятся в счетно-решающее устройство (рис. 48, *г*).

Дугу, соответствующую линии горизонта, определяют по серии последовательно найденных точек. Затем с помощью вычислительного устройства рассчитывают хорду этой дуги. Искомая нормаль к поверхности Земли или какой-либо другой планеты должна быть перпендикулярна полученной хорде. Направление нормали к поверхности планеты вычисляется по показаниям, по крайней мере, двух видеодатчиков, оптические оси которых взаимно перпендикулярны. На рис. 48, *г* показана развертка электронного луча при определении линии горизонта и нормали к поверхности планеты.

Мозаичная астрономическая система

Мозаичная астрономическая система служит для распознавания картины звездного неба и получения на этой основе текущих координат космического корабля.

Эта система (рис. 49, *а*) воспринимает световой поток *1* от небесных тел с помощью оптической системы *2*. После модуляции световой поток из модулятора *3* подается на мозаичный экран *4*, состоящий из большого числа миниатюрных фотосопротивлений или фотоэлементов, смонтированных в строго определенном порядке.

Фотоэлементы образуют фоточувствительное поле, подобное полю из светочувствительных клеток в человеческом глазу. Под каждой фотоячейкой находится миниатюрный полупроводниковый предусилитель *5*. Выходные сигналы с фоточувствительного поля после усиления, сканирования и электронного коммутирования специальной системой *6* подаются в бортовой цифровой вычислитель *7*.

Благодаря применению в мозаичной системе пленочной и молекулярной технологии изготовления удается

создать высокие плотности компоновки элементов при малом весе и объеме, резко уменьшить количество соединительных приводов и тем самым повысить вибрационную прочность и надежность системы в целом.

В настоящее время есть образцы фотомозаики на 400 элементов с расстоянием между ними 0,127 *мм* и отдельные детекторные элементы размером 0,0125 *мм*.

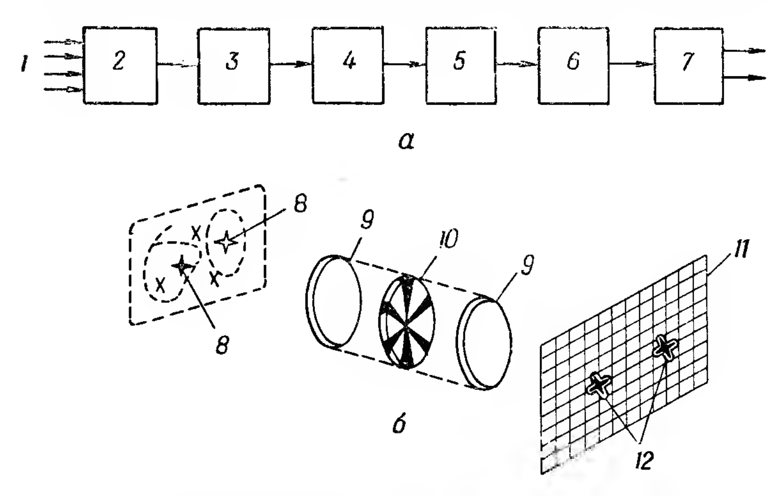


Рис. 49. Мозаичная астрономическая система:
а — блок-схема мозаичной системы; *б* — схема оптической системы; *1* — световой поток от небесных тел; *2* — оптическая система; *3* — модулятор; *4* — мозаичный экран; *5* — предусилитель; *6* — система сканирования и коммутирования; *7* — бортовой вычислитель; *8* — звезды; *9* — оптическое устройство; *10* — дисковый визир; *11* — изображение на мозаичном экране; *12* — изображение звезд

Изображение звездного неба и планет фокусируется на поверхность фотомозаичного экрана *11* соответствующей оптикой *9* (рис. 49, *б*), а модуляция осуществляется либо нумерованием оптической системы, либо сканированием электронного луча.

Радиационные пеленгаторы

Электромагнитные излучения Солнца, звезд и планет, излучения небесных светил в видимом и невидимом участках спектра можно использовать для определения навигационных параметров космического корабля, и в первую очередь для измерения скорости полета.

Известно, что при движении приемника излучений относительно источника излучений со скоростью V наблюдается смещение спектральных линий (эффект Доплера) на длину волны

$$\Delta\lambda = \frac{\lambda_1}{c} V = \lambda_1 - \lambda_2,$$

где λ_1 и λ_2 — длины волн неподвижного и движущегося источников излучений;

c — скорость света.

По измеренной величине $\Delta\lambda$ и известной λ_1 можно определить лучевую скорость V.

Расширение спектральных линий, вызванных эффектом Допплера, сопровождается изменением энергетического уровня излучений, а именно:

$$\Delta\lambda = k\lambda_1 \sqrt{\frac{T}{\mu}}, \quad (4.3)$$

где λ_1 — длина волны спектральной линии;

T — абсолютная температура;

μ — молекулярный вес источника радиации;

$k = 7 \cdot 10^7$ — коэффициент.

Из формулы (4.3) следует, что при бо́льших значениях λ и T и меньшем значении μ спектральная линия источника радиации более широкая. Следовательно, для навигации выгоднее использовать более яркие звезды, позволяющие получить значительные изменения $\Delta\lambda$.

Звезды различают по относительной интенсивности излучений и спектру, зависящему от цветовой температуры. Так, величина спектральной интенсивности излучения Солнца, измеренная на Земле, равна 0,14 *вт/см²*, а звезды первой звездной величины — $2 \cdot 27 \cdot 10^{-12}$ *вт/см²*. Очевидно, для выделения малых смещений спектральных линий необходимо иметь высокочувствительные элементы с большой разрешающей способностью.

Измерение допплеровского смещения частоты заключается в выделении двух частотных интервалов, расположенных по обе стороны от центра измеряемой линии спектра (рис. 50, *а*). Энергия выделенных спектральных областей детектируется фоточувствительными приборами (например, ФЭУ, фотоэлементами и т. п.). Выходные токи этих приемников сравниваются. В момент когда

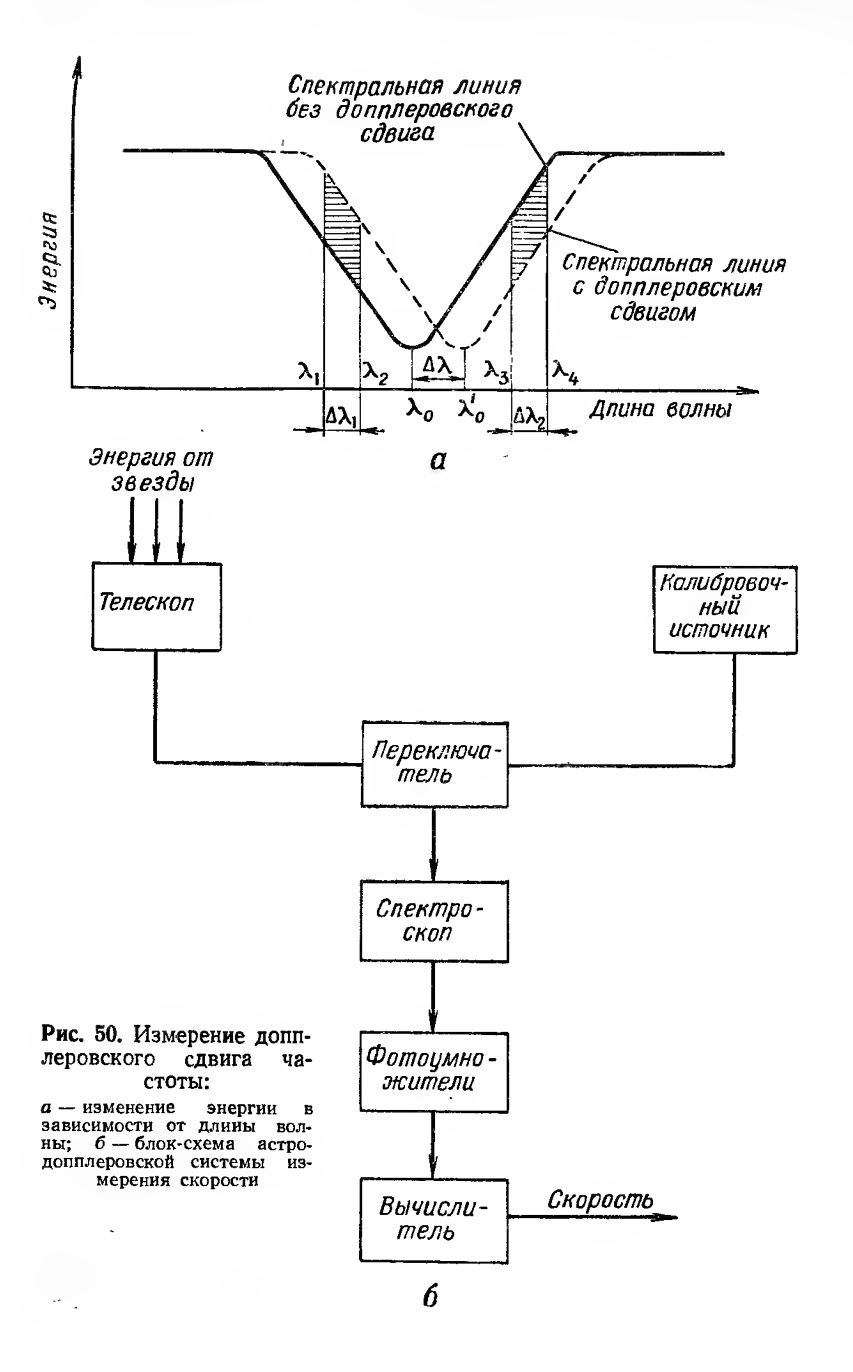


Рис. 50. Измерение допплеровского сдвига частоты:

а — изменение энергии в зависимости от длины волны; *б* — блок-схема астродопплеровской системы измерения скорости

сравниваемые токи одинаковы, исследуемая линия спектра находится в центре частотного интервала приемных каналов.

Блок-схема астро-допплеровской системы для измерения лучевой скорости движения корабля относительно небесного тела показана на рис. 50, *б*.

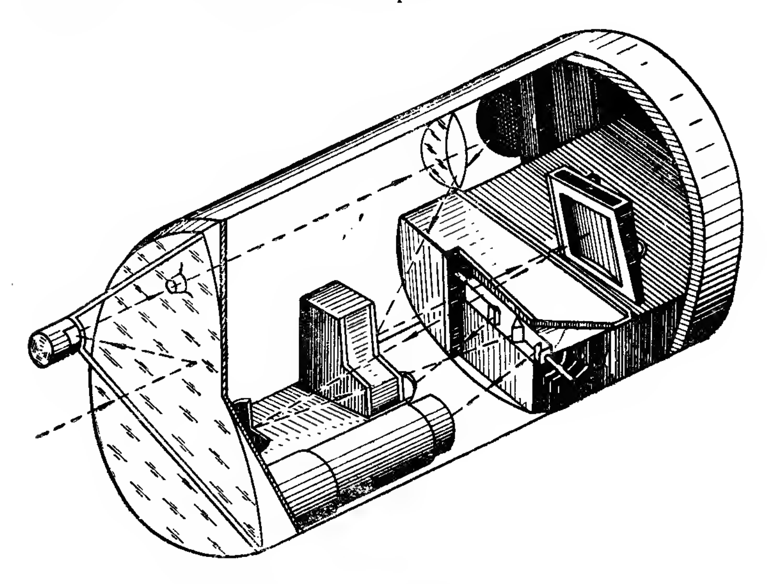


Рис. 51. Общий вид астро-допплеровского измерителя лучевой скорости

Калиброванный источник предназначен для периодической проверки спектроскопической системы и устранения разбаланса цепей фотоумножителей.

Общий вид прибора, с помощью которого измеряют скорость полета по эффекту Допплера, показан на рис. 51.

По принципу действия прибор представляет собой дифракционно-призматический спектрограф. Для получения точных измерений скорости в спектрографе применяется система щелей в фокальной плоскости, предназначенная для выделения нескольких спектральных линий из общего потока излучения звезды. Возникающий при этом избыток информации используют для статистической обработки сигналов и уменьшения среднеквадратических погрешностей при определении допплеровского сдвига частот.

Принципиально прибор может работать при одновременном наблюдении большого количества звезд. Для этого необходимо собирающее зеркало телескопа диаметром 20—25 *см*.

Астро-допплеровские системы позволяют измерять скорость космического корабля относительно Солнца с ошибкой до 1 *м/сек* и относительно звезд (при выделении одновременно пяти спектральных линий) с ошибкой до 90 *м/сек*.

§ 4.3. АСТРОНОМИЧЕСКИЕ ОРИЕНТАТОРЫ

Астрономические ориентаторы представляют собой навигационные приборы, с помощью которых определяют местоположение, скорость, угловое положение объекта в пространстве. В зависимости от метода навигации, положенного в основу работы астрономического ориентатора, и степени автоматизации процесса измерения определяется состав аппаратуры системы. Основной трудностью при построении астрономического ориентатора является создание базовой системы отсчета и точного пеленгатора небесного светила.

Астрономический ориентатор представляет собой угломерный прибор, позволяющий определить координаты объекта аналитическим путем по данным об измеренных высотах, расстояниях или угловых размерах планет и звезд. В связи с этим в астрономическом ориентаторе должно быть вычислительное устройство для решения сферичных задач астрономии. Объем вычислений зависит от метода навигации и частоты поступления навигационной информации, т. е. от дискретных, или непрерывных, измерений.

Ошибки астрономических ориентаторов складываются из методических и инструментальных. К методическим ошибкам необходимо отнести ошибки из-за рефракции света в атмосфере, кривизны поверхности планет, неточного знания астрономических постоянных и скорости распространения света. К инструментальным ошибкам относятся ошибки в определении вертикали, пеленгования светила, в стабилизации пеленгатора и вычислителя.

Рассмотрим различные типы астрономических ориентаторов. Заметим, что в качестве аварийного оборудования на КЛА можно использовать неавтоматизированные астрономические секстанты.

Астрономический ориентатор, основанный на измерении расстояний до трех небесных тел

Астрономический ориентатор, устанавливаемый в летательном аппарате (на рис. 52, *а* летательный аппарат условно обозначен точкой M с координатами x, y, z), содержит три фотоэлектрические следящие системы T_1, T_2, T_3, определяющие расстояния R_1, R_2 и R_3 до центров трех небесных тел $П_1$, $П_2$, $П_3$. Расстояния можно определить, измерив угловые размеры дисков небесных тел или интенсивность их излучения. Сигналы от фотоследящих систем, соответствующие расстояниям R_1, R_2, R_3, подаются в вычислитель B_1 координат места летательного аппарата.

В этот же вычислитель сообщаются координаты x_1, x_2, x_3; y_1, y_2, y_3; z_1, z_2, z_3 центров небесных тел, определяемые вычислителем B_2 с учетом их изменения во времени. Время измеряется генератором $Г$ стабильной частоты. Полученные в результате измерений и вычислений координаты x, y, z местонахождения летательного аппарата относительно гелиоцентрической системы координат $X_0Y_0Z_0$ воспроизводятся указателем или сообщаются в систему управления полетом.

Особенностью астрономического ориентатора является то, что для его работы не нужен гироскопический или астрономический стабилизатор, реализующий гелиоцентрическую систему координат, а фотоследящие системы могут выполнять свои функции независимо друг от друга и располагаться в различных местах летательного аппарата.

Измерив расстояния до трех небесных тел $П_1$, $П_2$, $П_3$, можно построить три сферические поверхности положения и на основании этого определить в общем случае две точки M и M' (рис. 52, *б*), одна из которых соответствует действительному положению летательного аппарата, а другая — фиктивному. При большом расстоянии между точками M и M' можно отличить действительную точку от фиктивной, зная приблизительно место. Выби-

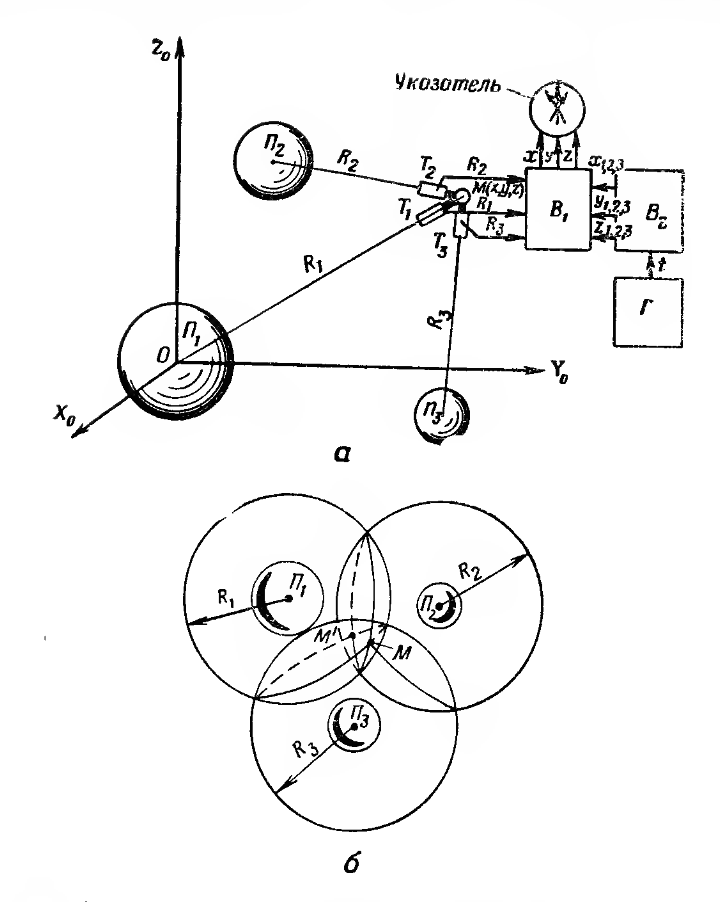


Рис. 52. Астрономический ориентатор, основанный на измерении расстояний до трех небесных тел:

а — блок-схема ориентатора; *б* — схема определения места по трем сферическим поверхностям положения

рать небесные тела нужно так, чтобы за время полета точки M и M' не оказались очень близко друг к другу.

Координаты x, y, z летательного аппарата можно найти, решив следующие уравнения:

$$R_i^2 = (x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2; \quad (4.4)$$

$$i = 1,\ 2,\ 3.$$

На погрешности астрономического ориентатора в определении координат места влияют погрешности в из-

мерении расстояний до небесных тел ΔR_i, вычислении координат центров небесных тел Δx_i, Δy_i, Δz_i и инструментальные погрешности системы.

Величина погрешностей в определении координат места летательного аппарата зависит не только от погрешностей в определении расстояний до небесных тел и вычислении координат центров этих тел, но также и от взаимного расположения небесных тел и летательного аппарата. Расположение небесных тел, используемых для навигации, будет оптимальным в том случае, если направления на центры небесных тел будут почти перпендикулярны друг другу.

Астрономический ориентатор, основанный на пеленгации планеты и двух звезд

В полете измеряют углы α_1 и α_2 между направлениями на звезды S_1 и S_2 и на центр небесного тела *П*, а также угол β видимого диаметра *Д* этого тела (рис. 53, *а*). В результате получают две конические поверхности положения *1* и *2* с общей вершиной в центре небесного тела *П* и сферическую поверхность положения *3* радиуса *R*. Пересечения конусов со сферой образуют окружности *4* и *5*, которые в свою очередь пересекаются в точках *M* и *M'*. Одна из этих точек (*M*) является действительным местом нахождения КЛА, а другая — фиктивным. По геометрическому построению этот метод идентичен методу земной астронавигации по двум звездам.

Чтобы аналитически определить место, систему координат располагают в центре небесного тела (рис. 53, *б*). Из полярных треугольников ZS_2^1M и ZS_1^1M получают уравнения поверхностей положения:

$$\left.\begin{aligned} \cos\alpha_1 &= \sin V \sin V_1 + \cos V \cos V_1 \cos(u_1 - u); \\ \cos\alpha_2 &= \sin V \sin V_2 + \cos V \cos V_2 \cos(u_2 - u); \\ R &= \frac{Д}{2\sin\frac{\beta}{2}}, \end{aligned}\right\} \quad (4.5)$$

где *R*, *u*, *V* — сферические координаты летательного аппарата;
u_1, u_2 и V_1, V_2 — сферические координаты звезд;
Д — диаметр небесного тела.

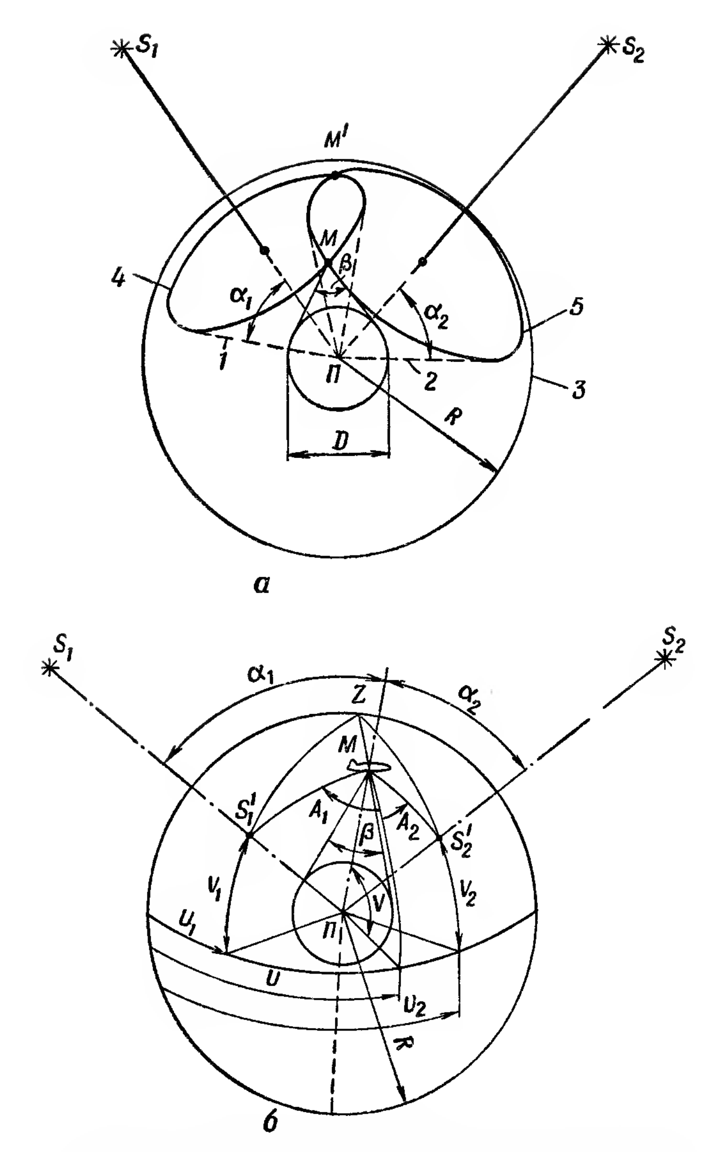


Рис. 53. Схема определения координат местонахождения по расстоянию до небесного тела и направлениям на две звезды

Из уравнений (4.5) определяют искомые координаты R, V, u летательного аппарата.

Погрешность навигации зависит от разности азимутов светил (на рис. 53, *б*). Разность азимутов $A_2-(-A_1)$ соответствует углу $S_1'MS_2'$. При уменьшении разности азимутов погрешности возрастают. Следовательно, разность азимутов звезд должна отличаться от нуля. Обычно достаточно иметь разность азимутов не менее 20—30°.

При больших удалениях от небесного тела угол β мал, поэтому погрешность в измерении радиуса R очень большая. По этой причине рассматриваемый метод целесообразно применять при полетах на расстоянии от небесного тела, не превышающем десяти диаметров этого тела.

Рассмотрим функциональную схему астрономического ориентатора (рис. 54), реализующую уравнения (4.5). Телескопы T_{I} и T_2, установленные на гироплатформе и перемещающиеся по отношению к ней фотоследящими системами, пеленгуют звезды S_{I} и S_2. Сигналы, пропорциональные измеренным углам α_{1u} и α_{2u}, подаются на косинусные механизмы. Полученные значения $\cos\alpha_{1u}$ и $\cos\alpha_{2u}$ сравниваются со значениями $\cos\alpha_{1\text{В}}$ и $\cos\alpha_{2\text{В}}$, вычисленными в счетно-решающих устройствах СРУ$_{\mathrm{I}}$ и СРУ$_2$ на основе вводимой в них информации. Полученные сигналы рассогласования подаются на усилители У$_{\mathrm{I}}$ и У$_2$ и двигатели отработки Д$_V$ и Д$_u$, которые выдают координаты V и u.

С помощью телескопа T_3 измеряют угловой диаметр β_u небесного тела П и определяют направление на его центр. Измеренный угол β_u подается в синусный механизм и счетно-решающее устройство СРУ$_3$ для вычисления R.

В счетно-решающем устройстве СРУ$_4$ вычисляется $R_{\text{в}}$. Сигнал рассогласования, полученный при сравнении сигналов $R_{\text{в}}$ и R, подается на усилитель У$_3$ и двигатель отработки Д$_R$, который выдает координату R. Сферические координаты R, u, V могут быть переведены в прямоугольные X, Y, Z в дополнительном счетно-решающем устройстве.

Техническая реализация такой системы возможна при условии, если будут созданы точные фотоследящие устройства, вычислительные устройства, генератор ста-

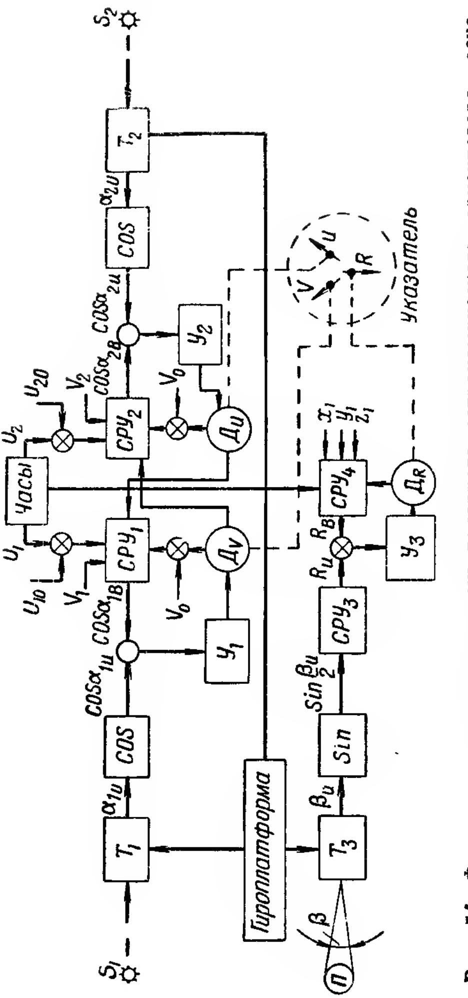


Рис. 54. Функциональная схема межпланетного астрономического ориентатора, основанного на пеленгации планеты и двух звезд

бильной частоты, дистанционные передачи и преобразователи и т. п. При этом астрономический ориентатор должен мало потреблять электроэнергии, быть небольшим по весу и габаритам.

Кроме рассмотренных методов астронавигации и схем астрономических ориентаторов, могут быть и другие методы и схемы, основанные на иных комбинациях указанных выше поверхностей положения или на использовании поверхностей положения другой геометрической формы.

Каждый из методов навигации может дать лучшие результаты в определенных условиях. Для дальней космической навигации целесообразно применять методы, основанные на измерении углов между центрами трех небесных тел или двух небесных тел и звезд. Ближняя навигация, к которой относится и посадка летательного аппарата на поверхность небесного тела, может быть выполнена методом, основанным на измерении углового диаметра небесного тела и углов между центром этого небесного тела и двумя звездами. Применению этого метода навигации благоприятствует широкий выбор звезд.

При выборе метода астронавигации следует исходить из требования минимальных погрешностей и простоты конструкции астрономического ориентатора. Нужно также учитывать, что конструкция фотоследящей системы, пеленгующей звезды или небесные тела в виде светящихся точек, проще, чем конструкция системы измеряющей видимый диаметр небесного тела. С этой точки зрения предпочтительнее те методы навигации, которые основаны на измерении углов между центрами небесных тел или звездами.

При установлении допусков на погрешности астрономического ориентатора следует иметь в виду, что абсолютные расстояния между телами Солнечной системы известны с точностью до 0,01%. Очевидно, что более высокие требования к точности системы космической навигации не имеют смысла.

§ 4.4. НАВИГАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПО СПУТНИКАМ

Для космической навигации в качестве навигационных ориентиров можно использовать не только естественные небесные тела, но и искусственные спутники. Поскольку спутники могут быть оборудованы специальной радиоаппаратурой, облегчающей их пеленгование, технические средства на борту космических летательных аппаратов могут быть более простыми.

Метод определения координат местонахождения объекта по искусственным спутникам ничем не отличается от астрономической навигации по естественным небесным светилам. Так, например, для определения трех координат местонахождения требуется получить три взаимно пересекающиеся поверхности положения. Эти поверхности можно определить, измерив расстояния до трех искусственных спутников с известными координатами.

Основным способом измерения расстояния до искусственного спутника является радиолокационный. Импульсный радиосигнал, посланный радиопередатчиком, расположенным на борту объекта, достигает антенны радиоприемника на искусственном спутнике. После приема сигнал усиливается, преобразуется и посылается (ретранслируется) в сторону объекта. Измерив интервал времени между посланным и принятым радиосигналами $(t_1 - t_2)$ и зная скорость распространения радиоволн, определяют расстояние до спутника:

$$R = \frac{1}{2} c (t_1 - t_2).$$

На борту спутника, служащего навигационным ориентиром, должны быть радиоприемник и передатчик, а также устройство, непрерывно вычисляющее его текущие координаты или элементы орбиты. В ответном сигнале спутник должен сообщать координаты своего местонахождения, благодаря чему значительно упростится задача бортовой аппаратуры на космическом летательном аппарате: не нужны будут вычислители, определяющие координаты всех навигационных спутников. Работу вычислителей координат на борту навигационных спутников должна периодически проверять и корректировать по радио наземная служба наблюдения за движением спутников.

Кроме координат местонахождения, с помощью искусственного спутника можно определить и скорость полета. Для этого в моменты времени t_a и t_b определяют

координаты местонахождения летательного аппарата x_a, y_a, z_a и x_b, y_b, z_b соответственно, а затем вычисляют составляющие скорости полета:

$$V_x = \frac{x_b - x_a}{t_b - t_a}; \quad V_y = \frac{y_b - y_a}{t_b - t_a}; \quad V_z = \frac{z_b - z_a}{t_b - t_a}. \qquad (4.6)$$

Точность радиолокационно-импульсной системы навигации, основанной на пеленгации трех навигационных спутников, зависит от точности измерения интервалов времени между посылаемыми и принимаемыми радиосигналами, а также от точности определения координат местонахождения самих спутников.

Положение спутника-ориентатора на орбите можно определить с точностью до 30—50 *м*. Можно по-другому использовать спутники для навигации. При измерении частоты определить допплеровскую скорость или разность скорости корабля $V_к$ и скорости спутника $V_{сп}$, а также расстояние между ними. Допплеровскую скорость можно определить по формуле

$$r_i V_{д_i} = (x - x_i)(V_x - V_{xi}) + (y - y_i)(V_y - V_{yi}) + \\ + (z - z_i)(V_z - V_{zi}), \qquad (4.7)$$

где r_i — расстояние между спутником и кораблем;
$V_{д_i}$ — допплеровская скорость;
V_x, V_y, V_z — составляющие скорости корабля по осям X, Y, Z;
V_{xi}, V_{yi}, V_{zi} — составляющие скорости спутника по осям X, Y, Z.

В уравнении (4.7) x, y, z, V_x, V_y, V_z — неизвестные величины и x_i, y_i, z_i, V_{xi}, V_{yi}, V_{zi} — известные величины. Следовательно, для определения шести неизвестных навигационных параметров необходимо шесть спутников.

Точность допплеровской системы зависит от точности измерения смещения несущей частоты, а также от того, насколько точны координаты положения спутников на орбите. Нестабильность передатчика на летательном аппарате и приемников-передатчиков на спутниках также вносит погрешность в измерения.

Практически создать радиолокационно-импульсную систему проще, чем допплеровскую, так как не требуется высокой стабильности частоты передатчика. При этом можно использовать только три спутника, а математические задачи решать с помощью сравнительно простого вычислительного устройства.

Допплеровские системы более пригодны для работы на больших расстояниях, а импульсные — на ближних.

§ 4.5. ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ

Инерциальные системы по методу определения координат места относятся к системам счисления пути. Счисление координат осуществляется интегрированием составляющих ускорений, измеряемых акселерометрами. Оси чувствительности акселерометров ориентируются по направлениям осей навигационной системы координат.

Инерциальные системы можно классифицировать по свойству акселерометра измерять ускорения только от негравитационных сил (тяга двигателей, сопротивление атмосферы и т. д.). В условиях космического полета корабль может двигаться неограниченно долго только под действием сил тяготения. Но акселерометры не могут воспринимать ускорения от сил тяготения. Поэтому вся траектория полета под действием сил тяготения не фиксируется инерциальной системой. Возникает вопрос о том, как учитывать в инерциальной системе движение корабля под действием сил тяготения.

По способу учета сил тяготения инерциальные системы космической навигации можно разделить на две группы:

— разомкнутые системы, в которых ускорения от сил тяготения вводятся из других источников информации;

— замкнутые системы, в которых ускорения от сил тяготения вычисляются самой инерциальной системой и с помощью обратной связи вводятся на вход системы.

Инерциальные системы различаются по конструктивным признакам, например гиро-инерциальные и астро-инерциальные системы. У гиро-инерциальных систем стабилизация акселерометров осуществляется гироскопами, а у астро-инерциальных — звездными фотоследящими системами. На построение инерциальной системы влияет

и выбранная навигационная система координат. Наиболее распространенными являются инерциальные системы, ведущие счисление пути относительно экваториальной, орбитальной и эклиптической систем координат.

К аппаратуре инерциальных систем относятся акселерометры, стабилизаторы угловых положений акселерометров, счетно-решающие устройства, указатели выходной информации, задатчики начальных параметров движения и параметров поля тяготения. Большое значение имеют часы (генераторы стабильной частоты), с помощью которых определяются изменения координат небесных тел.

Отличительной чертой инерциальных систем является их автономность: никакие естественные и искусственные помехи не могут помешать работе таких систем.

Большие ускорения, являющиеся для многих систем навигации помехами, для инерциальных систем служат полезной первичной информацией. Чем больше ускорения и скорости объекта, тем лучше работают инерциальные системы.

Объем выходной информации в инерциальных системах иногда бывает достаточным для управления полетом. На выходе инерциальной системы получаются по три составляющих ускорения движения, скорости полета и координат места, а также три угла, характеризующие угловое положение летательного аппарата (например, курс, продольный и поперечный крены).

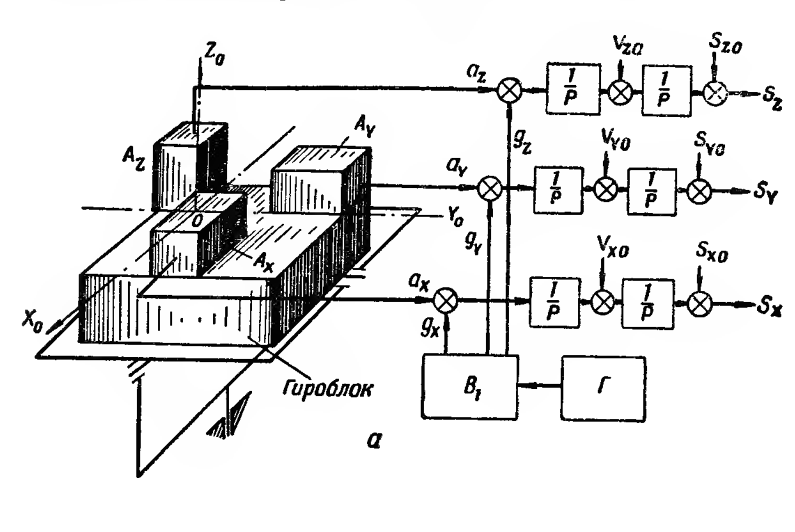
Реализация инерциальных систем возможна при наличии элементов конструкции (акселерометров, гироскопов, вычислительных устройств и т. п.) высокой точности. Несмотря на трудности технической реализации инерциальных систем, в настоящее время они применяются на самых разнообразных движущихся объектах — от подводных лодок до космических кораблей.

Инерциальные системы относятся к разряду наиболее перспективных систем навигации.

Разомкнутые инерциальные системы

Рассмотрим принцип действия разомкнутой инерциальной системы, осуществляющей счисление пути относительно инерциальной системы координат $X_0Y_0Z_0$ (рис. 55, *а*).

Три акселерометра A_X, A_Y, A_Z, расположенные на платформе гиростабилизатора (астрономического стабилизатора), измеряют ускорения a_X, a_Y, a_Z по направлениям трех осей инерциальной системы координат.



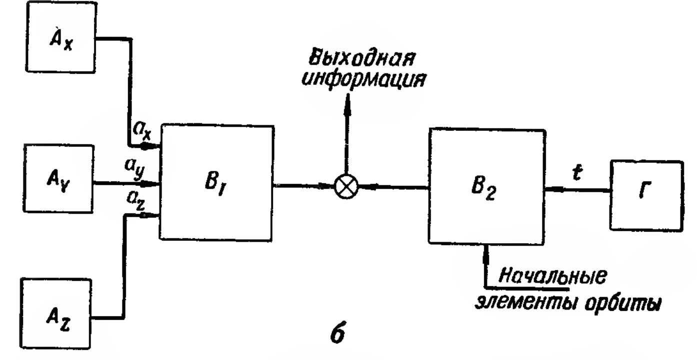


Рис. 55. Принципиальные схемы разомкнутой инерциальной системы: *а* — инерциальная система координат; *б* — орбитальная система координат

В вычислителе B_1 по сигналам генератора стабильной частоты $Г$ формируются гравитационные ускорения g_X, g_Y, g_Z. Изменение гравитационного ускорения учитывается в соответствии с расчетной траекторией, заложенной в программу вычислителя B_1.

Суммарные ускорения $a_X + g_X$, $a_Y + g_Y$, $a_Z + g_Z$ интегрируются для получения трех составляющих скоростей полета V_X, V_Y, V_Z и повторно интегрируются для получения координат местонахождения S_X, S_Y, S_Z.

На выходы первых и вторых интеграторов подаются составляющие начальной скорости полета V_{X_0}, V_{Y_0}, V_{Z_0} и координаты места вылета S_{X^0}, S_{Y_0}, S_{Z_0}.

По сигналам этой системы удобно изменять орбиту, управлять отсечкой ракетного двигателя, изменять угловую ориентацию корабля и т. п.

Практически более удобна инерциальная система, в которой счисление пути ведется относительно орбитальной системы координат (рис. 55, *б*).

Вычислитель B_2 в этой системе дает на выходе элементы невозмущенной орбиты. Вычислитель B_1, используя сигналы трех акселерометров, ориентированных по осям орбитальной системы координат, определяет поправки к элементам невозмущенной орбиты.

В результате этого на выходе системы получаются элементы орбиты корабля (в том числе и его координаты места), соответствующие реальным условиям полета, когда на корабль действуют силы тяги двигателей и сопротивления среды.

Основным недостатком разомкнутых инерциальных систем является накопление погрешностей с течением времени. Причинами погрешностей могут быть инструментальные недостатки конструкции, а также неточный учет изменения гравитационного ускорения. Всякое существенное отклонение фактической орбиты от расчетной вызывает значительные изменения действительных гравитационных ускорений от расчетных. А это в свою очередь вызывает накопление погрешностей в измерении координат, нарастающих пропорционально квадрату времени. В связи с указанным недостатком инерциальную систему рационально использовать в периоды маневрирования корабля и при посадке.

Замкнутые инерциальные системы

В замкнутых инерциальных системах выходные сигналы (измеренные координаты места) используются для вычисления гравитационных ускорений (рис. 56).

Вычисленные гравитационные ускорения g_X, g_Y, g_Z суммируются с сигналами акселерометров и дважды интегрируются для получения координат места. Основным достоинством этой системы является учет изменения гравитационных ускорений в соответствии с действительным изменением координат места корабля и движением притягивающих небесных тел. Изменение координат самих небесных тел учитывается по программе, которая реали-

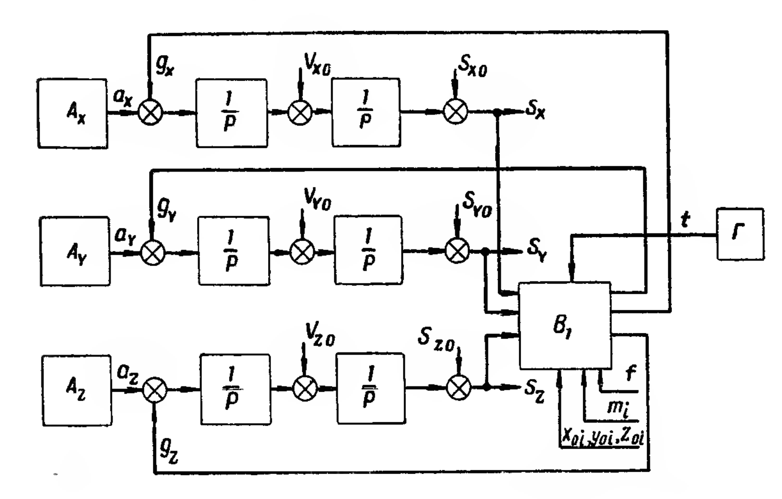


Рис. 56. Принципиальная схема замкнутой инерциальной системы

зуется с помощью генератора стабильной частоты *Г*. В вычислитель B_1 задаются начальные координаты небесных тел x_{0i}, y_{0i}, z_{0i} (дальнейшее изменение координат производится по сигналам от часов), массы m_i небесных тел (конечно, только тех, которые оказывают заметное притяжение) и постоянная тяготения f.

Если бы данные, задаваемые в инерциальную систему, были без ошибок, а элементы конструкции были бы идеальными, то замкнутая инерциальная система могла бы выдавать данные о скорости и координатах корабля без ошибок в течение всего полета. Но так как условия в инерциальной системе нарушаются, возникают погрешности, нарастающие во времени по экспоненциальному закону. Такое нарастание ошибок объясняется тем, что замкнутая система является динамически неустойчивой по ошибкам. Для устранения неустойчивости инерциаль-

ной системы можно использовать дополнительную навигационную информацию, например информацию от астрономической системы навигации.

Астро-инерциальная система космической навигации

Астро-инерциальная система объединяет астрономическую и инерциальную системы. Это объединение дает возможность устранить нарастание погрешностей, отмечающихся в инерциальной системе, и увеличить время «памяти» у астрономической системы, а также обеспечить автоматический поиск светил и восстановление астроориентировки после длительного перерыва в работе.

На рис. 57 показана принципиальная схема одного из вариантов астро-инерциальной системы. Система замкнутого типа, воспринимает тремя акселерометрами A_x, A_y, A_z составляющие ускорения a_x, a_y, a_z по осям навигационной системы координат.

Сигналы акселерометров суммируются с сигналами g_x, g_y, g_z гравитационных ускорений, вырабатываемых вычислителем B_1. На вход этого вычислителя подаются сигналы S_x, S_y, S_z — измеренные координаты места, а также данные о притягивающих небесных светилах. Вычислитель B_2 формирует сигналы $\bar{\xi}$, $\bar{\eta}$, $\bar{\zeta}$ управления астрономической системой. Телескопы T_1, T_2, T_3 астрономического ориентатора следят за тремя небесными светилами и определяют три координаты местонахождения корабля. Если сигналы управления $\bar{\xi}$, $\bar{\eta}$, $\bar{\zeta}$ содержат ошибки, то телескопы отклонятся от направлений на светила и фотоэлементы обнаружат эти отклонения. Сигналы $\Delta\xi$, $\Delta\eta$, $\Delta\zeta$, пропорциональные ошибкам астронавигации, преобразуются вычислителем B_3 в сигналы Δx, Δy, Δz, соответствующие ошибкам счисления пути относительно инерциальной системы координат.

Введение сигналов ошибок через усилительные звенья k_{3x}, k_{4x}, k_{3y}, k_{4y}, k_{3z}, k_{4z} на входы первых и вторых интеграторов, как это показано на рис. 57, обеспечивает оптимальный переходный процесс устранения ошибок как в инерциальной, так и в астрономической системах навигации. Однако процесс уменьшения ошибок имеет предел, определяемый инструментальными ошибками астрономической системы. В связи с этим точность астроизмерений должна быть очень высокой.

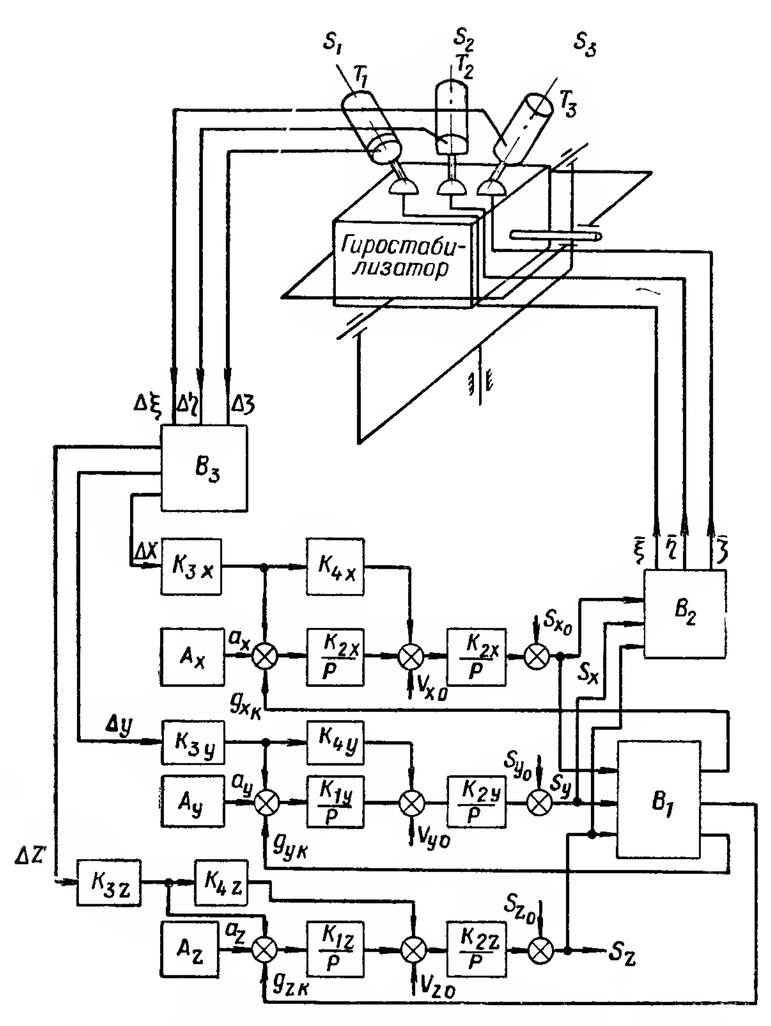


Рис. 57. Принципиальная схема астро-инерциальной системы космической навигации

Астро-инерциальная система может работать в двух режимах:

— в режиме «памяти», когда небесные тела невидимы (при этом погрешности накапливаются);

— в режиме нормальной работы, когда погрешности астро-инерциальной системы определяются астрономической системой коррекции.

Благодаря этому астро-инерциальная система может быть использована на любом этапе космического полета — на орбите, при маневрировании, при посадке на планеты с атмосферами и т. д. Возможность длительных перерывов в работе астросистемы без нарушения работоспособности комплекса позволяет существенно сократить расход электроэнергии.

Автономные радиотехнические системы навигации

На летательных аппаратах используют автономные радиотехнические системы навигации. Их работа не зависит от радиотехнического оборудования на Земле или на других небесных телах. В состав автономного радионавигационного оборудования входят радиолокационные дальномеры, радиолокационные интерферометры, доплеровские измерители скорости и расстояния.

Бортовые радиолокаторы используют излучения пеленгуемых объектов (пассивные системы радиолокации) или облучают пеленгуемый объект и принимают отраженные от него сигналы (активные системы радиолокации). По принципу действия автономные и неавтономные радиотехнические системы навигации в основном одинаковы. Особенности их устройства и работа описаны в гл. V.

В автономных радиотехнических системах навигации должны быть максимально автоматизированы все процессы измерений, а потребляемая мощность, вес и габариты должны быть минимальными. Потребляемую мощность можно уменьшить, применяя направленные излучения с помощью стабилизированных антенн. Габариты антенн также можно уменьшить, используя очень короткие волны. В связи с этим в последнее время разрабатываются бортовые радиолокаторы с использованием лазерных устройств (§ 5.8).

Автономные радиотехнические системы применяют в основном при полете на небольшом удалении от планеты, при посадке на нее, а также при встрече и стыковке летательных аппаратов на орбите. Однако можно применять эти системы и для дальней навигации, особенно лазерные системы.

При выборе средств навигации следует учитывать, что радиотехнические системы обладают высокой точностью измерения как координат местонахождения и скорости полета, так и угловых положений летательного аппарата.

Глава V

НЕАВТОНОМНЫЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

§ 5.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Навигация космических аппаратов — искусственных спутников, движущихся по замкнутым траекториям вокруг Земли, может осуществляться комплексом наземной и бортовой аппаратуры.

Состав и схема построения бортовой аппаратуры зависят от точности определения навигационных параметров, наличия органов управления угловой ориентацией корабля и его положением на орбите, продолжительности пребывания в космосе и присутствия человека на борту космического корабля.

Работа навигационных систем управляемых искусственных спутников Земли основана на определении параметров движения бортовыми устройствами. Погрешности, возникающие из-за ввода неточных начальных данных и накапливающиеся со временем, периодически корректируются при проходе спутником контрольных станций. Для этой цели на земле создается сеть контрольных станций, расположенных на большом удалении друг от друга. Информация, определяемая каждой станцией, передается по линиям связи в координационно-вычислительный центр, где с помощью быстродействующих вычислительных машин определяются координаты спутника и по командной линии передаются на его борт. По командам, переданным наземными станциями, осуществляется коррекция положения на орбите или стабилизация осей спутника.

Для измерения, коррекции или прогноза координат траектории движения организуется служба траекторных измерений. Все наблюдения независимо от метода и применяемой аппаратуры заключаются в фиксировании для определенного момента времени поверхностей положения (дальности, направления) и первых производных их изменения. Так, для радиотехнических методов поверхности положения определяются дальностью R, углом места β и азимутом A. На одном измерительном пункте в зависимости от оборудования можно определить одну, две или все три поверхности положения и их производные по времени.

Задачами навигации и управления положением спутника являются:

— первоначальное определение параметров движения (дальности, направления и их первых производных по времени);

— уточнение этих параметров по данным наблюдения;

— выработка и передача команд или данных эфемерид на борт спутника.

Первоначальное определение параметров траектории производится на основе данных системы управления и контроля траектории движения ракеты-носителя на активном участке. Таким образом, если в конце активного участка известны три координаты и три составляющие скорости, то, применяя теорию невозмущенного движения, можно определить элементы траектории движения космического корабля.

Уточнить параметры движения и предсказать координаты на длительный период времени можно с помощью одного или нескольких наблюдательных пунктов.

Определить параметры траектории движения спутника можно по данным, получаемым при однократных или многократных наблюдениях. Чтобы более точно определить параметры, применяют несколько станций наблюдения.

Так как время наблюдения за спутником одной станцией ограничено, методы приема сигналов довольно сложны. Однако спутник проходит за это время небольшие расстояния, что позволяет упростить расчеты. Эти упрощения заключаются в замене формы Земли сферой (вместо эллипсоида), а в некоторых случаях в пренебре-

жении, без заметного снижения точности, замедлением и рефракцией радиоволн в ионосфере и атмосфере. Данное обстоятельство позволяет считать, что космический корабль движется по кеплеровской орбите.

Одновременно определить шесть параметров движения — трех координат и трех составляющих вектора скорости — можно, использовав радиотехнические или оптические средства или различные комбинации этих средств.

Существуют следующие методы определения параметров движения спутника: угломерно-дальномерный, дальномерный, угломерный, разностный, суммарный. Рассмотрим те из них, которые обеспечивают наилучшие результаты.

§ 5.2. УГЛОМЕРНО-ДАЛЬНОМЕРНЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА

При определении координат космического корабля угломерно-дальномерным способом нужно измерить азимут A, угол места β и наклонную дальность R (рис. 58).

Кроме того, нужно измерить величины приращений этих параметров, т. е. ΔA, $\Delta\beta$, ΔR. На рис. 58 показана схема измерения, где в точке O расположена угломерно-дальномерная станция. Наклонную дальность можно измерить радиолокационным и допплеровским методами. Углы A и β измеряют с помощью остронаправленной антенной системы. При этом антенна или непрерывно следит по угловым координатам за спутником, или жестко фиксирована в пространстве. Угломерно-дальномерная система, как правило, включает наземное и бортовое оборудование.

Наземное оборудование состоит из станций наблюдения, передачи команд и вычислителей. Параметры можно измерять следующими способами:

— радиолокационной станцией, работающей в импульсном или частотно-модулированном режиме, определять наклонную дальность; передатчик и приемник для повышения точности измерений должны находиться на значительном расстоянии друг от друга, угловые координаты должны измеряться остронаправленными следящими антеннами; радиолокационные станции, работающие в системе запрос — ответ, т. е. с бортовым ответчиком, при использовании частотной модуляции обеспечивают высокую точность измерения параметров и способны работать на очень больших расстояниях;

— допплеровской системой, которая может быть в двух вариантах: в первом варианте передатчик и приемник расположены на Земле, во втором — передатчик на борту спутника, а сеть приемников на Земле; информацию о скорости, дальности и времени прохода спутником минимального расстояния до точки приема (траверза) получают выделением допплеровского сдвига частоты из основного сигнала;

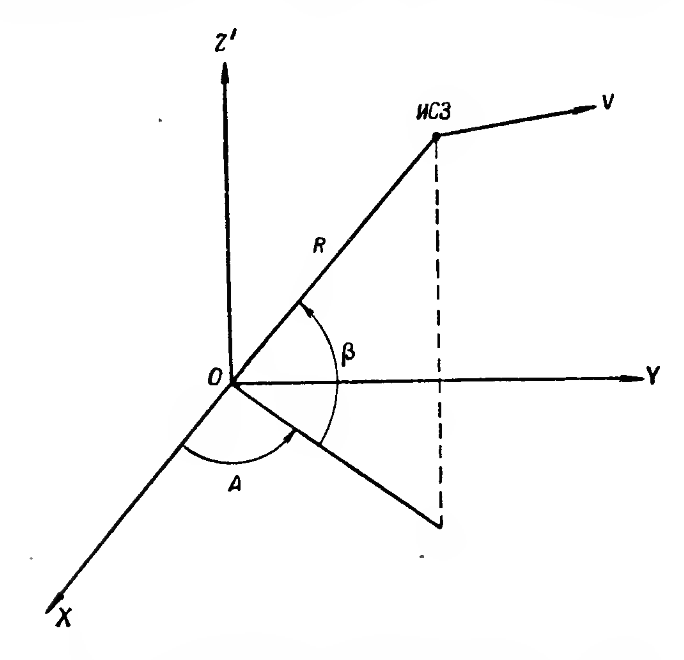


Рис. 58. К определению параметров движения угломерно-дальномерной системой

— интерференционной системой, основанной на измерении фазовых соотношений принимаемых сигналов.

В качестве системы передачи команд и эфемерид можно использовать радиолокационную станцию или телеметрическую линию связи.

Вычисление поправок и расчет эфемерид спутника производятся в координационно-вычислительном центре.

Поступающая со станций наблюдсния информация обрабатывается на быстродействующей вычислительной машине дискретного действия. В США, например, для этой цели применяют машину типа ВМ-704.

В состав бортового оборудования может входить также приемопередатчик, отвечающий на запросные сигналы наземной станции, или передатчик, работающий в режиме импульсных или незатухающих колебаний. Управление работой бортового передатчика может осуществляться по командам программного устройства, установленного на спутнике, или по командам с Земли.

На рис. 59 показана упрощенная схема взаимодействия угломерно-дальномерной системы измерения параметров орбиты.

Чтобы измерить расстояние R до ИСЗ радиолокационным способом, нужно определить время t_R распространения электромагнитной энергии от передатчика до цели и обратно по формуле

$$R=\frac{ct_R}{2}, \qquad (5.1)$$

где c — скорость распространения радиоволн.

Для увеличения дальности действия РЛС на ИСЗ устанавливают ответчик. В этом случае время прохождения радиоволн от передатчика до ответчика и обратно равно

$$t_R=\frac{2R}{c}+t_0, \qquad (5.2)$$

где t_0 — задержка сигнала в цепях ответчика.

Для измерения интервалов времени t_R, а следовательно, и расстояний можно использовать следующие методы: фазовый, частотный и импульсный.

Фазовый метод

Принцип действия фазового радиодальномера, упрощенная блок-схема которого показана на рис. 60, *а*, сводится к следующему. На вход генератора высокой частоты от генератора масштабной частоты поступает напряжение возбуждения в виде

$$u_1=U_{m_1}\sin(\omega t+\varphi_{01}), \qquad (5.3)$$

где ω — масштабная частота;

φ_{01} — начальная фаза.

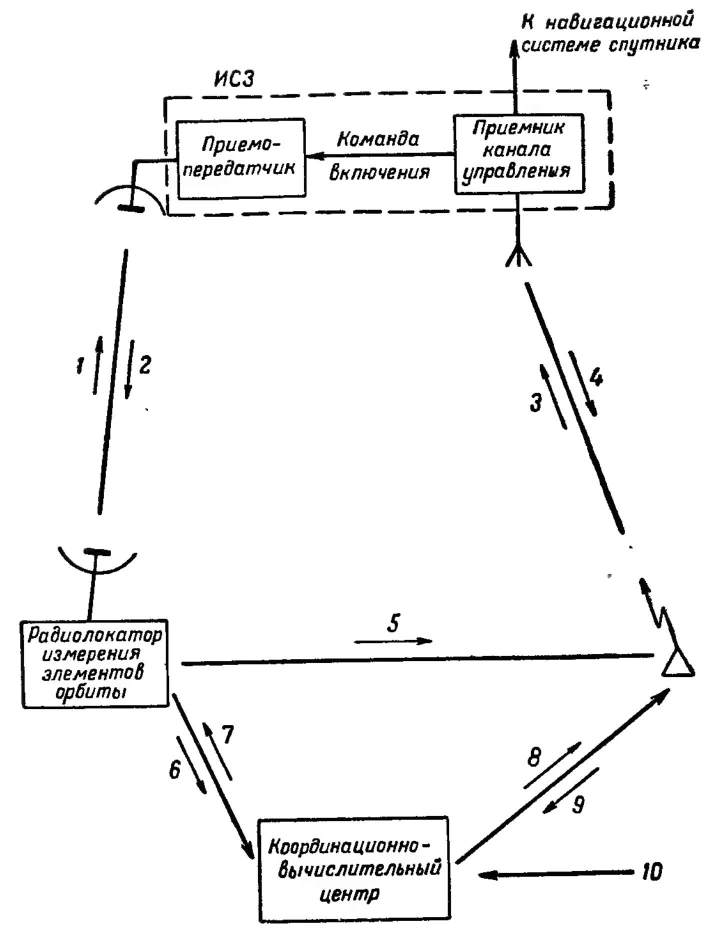
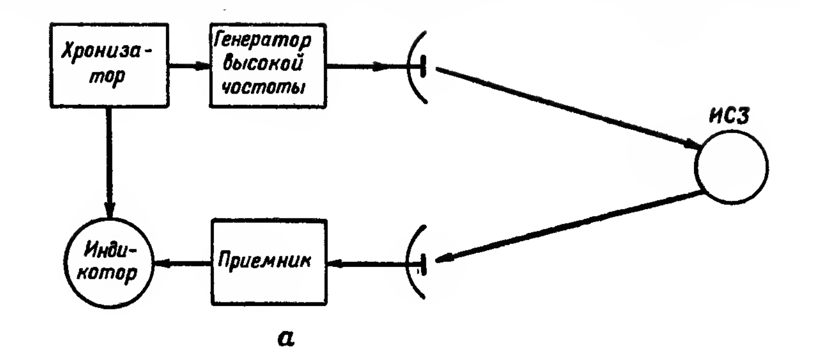


Рис. 59. Схема взаимодействия угломерно-дальномерной системы измерения параметров орбиты:

1 — сигнал запроса; *2* — сигнал ответа; *3* — сигнал запроса, данные эфемерид и команды коррекции (маневра); *4* — сигнал ответа; *5* — сигнал синхронизации; *6* — данные о параметрах орбиты; *7, 8* — расчетные эфемериды ИСЗ; *9* — данные о местонахождении ИСЗ, измеренные на борту спутника; *10* — сведения, полученные от других станций наблюдения



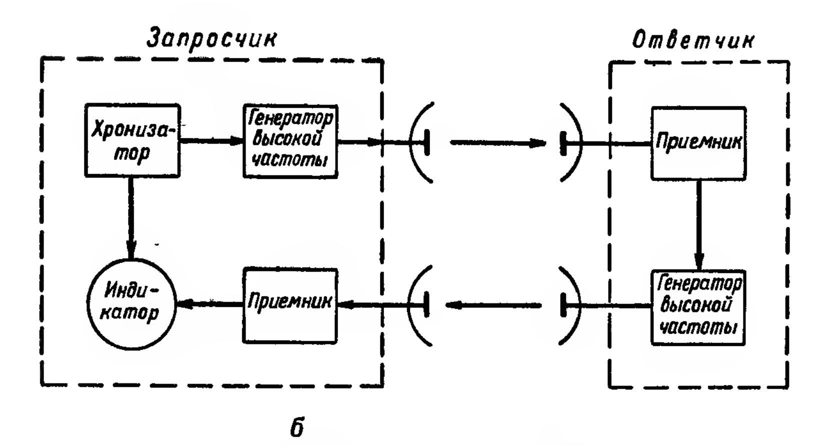


Рис. 60. Упрощенные блок-схемы:
а — фазового радиодальномера; *б* — радиолокационная станция «запрос — ответ»

В сторону ИСЗ направляются радиосигналы. Выходное напряжение приемника, воспринимающего отраженные от ИСЗ сигналы, равно

$$u_2 = U_{m_2} \sin[\omega(t - t_R) + \varphi_{01} - \varphi_з - \varphi_{от}], \qquad (5.4)$$

где $t_R = \frac{2R}{c}$;

$\varphi_з$ — запаздывание фазы масштабного колебания в цепях РЛС;

$\varphi_{от}$ — угол сдвига фазы масштабного колебания, возникающий при отражении от объекта.

Разность фаз напряжений

$$\varphi_р = \omega t_R + \varphi_з + \varphi_{от} = \omega \frac{2R}{c} + \varphi_{от} + \varphi_з,$$

откуда расстояние до объекта

$$R = \frac{c}{2\omega}(\varphi_р - \varphi_з - \varphi_{от}). \qquad (5.5)$$

Поскольку $\varphi_з$ и $\varphi_{от}$ известные величины (определяются экспериментально), то расстояние до объекта можно получить, измерив фазометром разность фаз прямого и отраженного сигналов.

Для случая когда на объекте установлен ответчик (рис. 60, *б*), выражение (5.5) остается в силе, только вместо величины сдвига фазы при отражении следует подставить величину задержки фазы масштабного колебания в цепях ответчика.

Вследствие движения спутника с большими радиальными скоростями в отраженном сигнале появится составляющая, обусловленная этим движением. Действительно, на вход приемника (рис. 61, *а*) поступят как прямые сигналы с частотами ω_1 и ω_2, так и отраженные сигналы с частотами $\omega_1 - \Omega_I$ и $\omega_2 - \Omega_2$, где $\Omega_I = \omega_1 \frac{V2_р}{c}$ и $\Omega_2 = \omega_2 \frac{2V_р}{c}$ — частоты Допплера; $V_р$ — радиальная составляющая скорости.

На выходе детектора приемника возникнут напряжения с частотами Ω_I, Ω_2, $\omega_1 - \omega_2$, $\omega_1 - (\omega_2 + \Omega_2)$, $\omega_2 - (\omega_1 + \Omega_1)$, $(\omega_1 + \Omega_I) - (\omega_2 + \Omega_2)$ и т. д.

Напряжение с выхода приемника подается на два полосовых фильтра, один из которых пропускает полосу частот от $\Omega_{1\,min}$ до $\Omega_{1\,max}$, а другой — полосу частот от Ω_{2min} до Ω_{2max}. При этом ω_1 и ω_2 должны быть выбраны так, чтобы указанные полосы частот не перекрывались. Напряжения на выходе полосовых фильтров равны:

$$u_1 = U_{m_1} \sin(\Omega_1 t - \varphi_1);$$

$$u_2 = U_{m_2} \sin(\Omega_2 t - \varphi_2),$$

где

$$\varphi_1 = \omega_1 \frac{2R}{c} + \varphi_{з_1} + \varphi_{от_1};$$

$$\varphi_2 = \omega_2 \frac{2R}{c} + \varphi_{з_2} + \varphi_{от_2}.$$

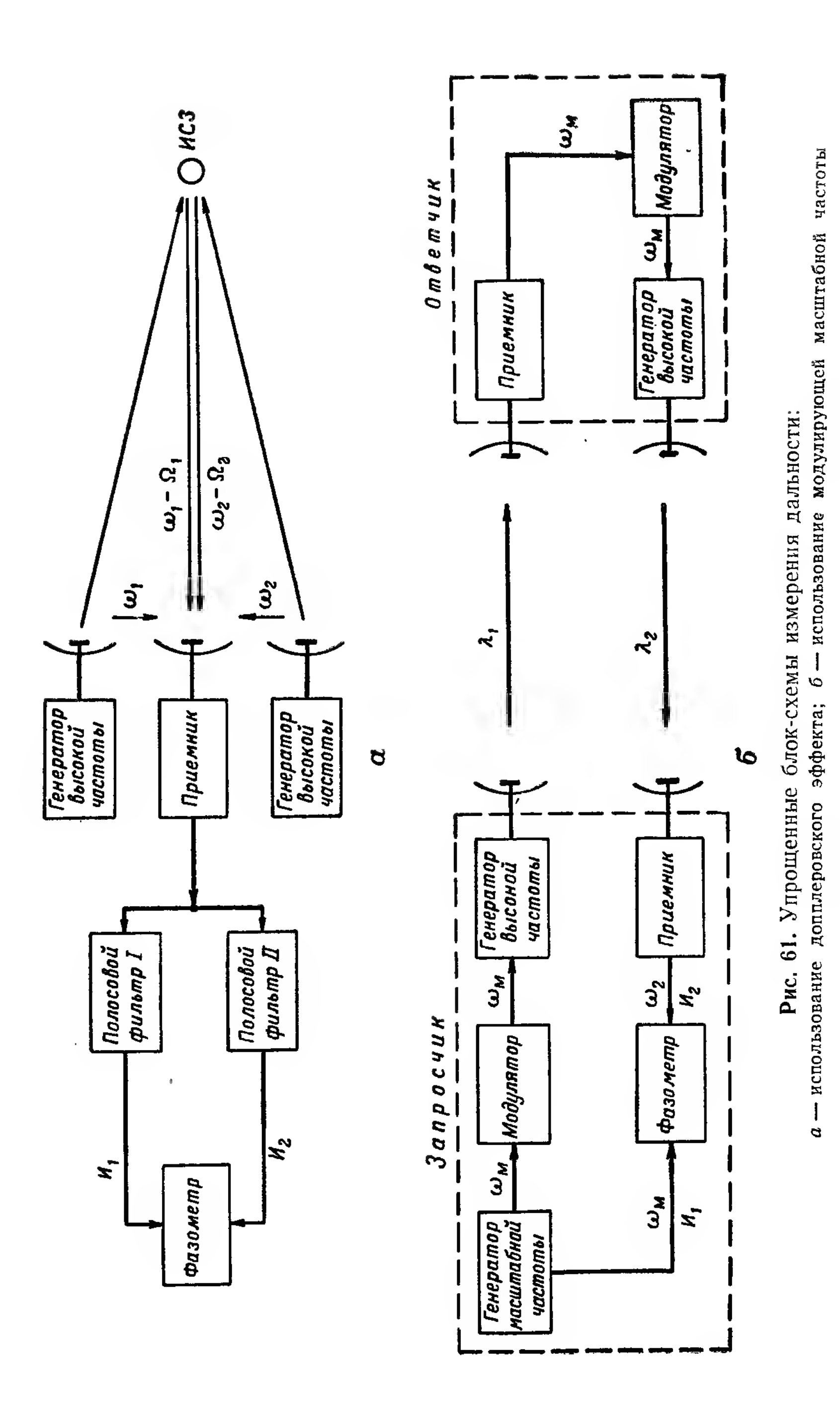


Рис. 61. Упрощенные блок-схемы измерения дальности:
а — использование доплеровского эффекта; *б* — использование модулирующей масштабной частоты

Если ω_1 и ω_2 близки между собой, то $\Omega_I \approx \Omega_2$ и разность фаз между напряжениями u_I и u_2

$$\varphi_р = (\omega_1 - \omega_2)\frac{2R}{c} + \varphi_0,$$

где $\varphi_0 = \varphi_{з_1} + \varphi_{от_1} - \varphi_{з_2} - \varphi_{от_2}$,

откуда $R = \dfrac{c(\varphi_р - \varphi_0)}{2(\omega_1 - \omega_2)}$. (5.6)

Для того чтобы ослабить величину прямого сигнала, поступающего от передатчика, используют две несущие частоты. Для этого на объекте устанавливают ответчик, работающий на другой частоте; фаза излучаемых колебаний ответчиком должна быть жестко связана с фазой принимаемых колебаний. Однако если масштабная частота является модулирующей, то необходимость в жесткой фазовой связи между колебаниями частот ω_1 и ω_2 в ответчике отпадает. Блок-схема такого радиодальномера показана на рис. 61, *б*.

Ошибка в измерении дальности зависит от стабильности частоты. Например, если допустима ошибка определения дальности $\Delta R = 1$ *м*, то при дальности $R = 10^5$ *км* стабильность частоты должна быть не хуже 10^{-8}. Обеспечить такую стабильность в настоящее время нетрудно.

Частотный метод

Частотный метод измерения дальности основан на сравнении частот колебаний прямого и отраженного сигналов. Упрощенная блок-схема этого метода показана на рис. 62, *а*. При сложении прямого и отраженного сигналов (графики *1* и *2* на рис. 62, *б*) возникают биения, а результирующий сигнал оказывается модулированным и по частоте и по амплитуде (график *3*).

Число максимумов или минимумов огибающей результирующего колебания в единицу времени зависит от величины временного сдвига, т. е. от расстояния до отражающего объекта. Если детектированием результирующего сигнала выделить огибающую (график *4*) и после необходимого усиления подать ее на частотомер, то показания частотомера будут функционально связаны с измеряемым расстоянием. Таким образом, частотомер можно проградуировать в единицах расстояния.

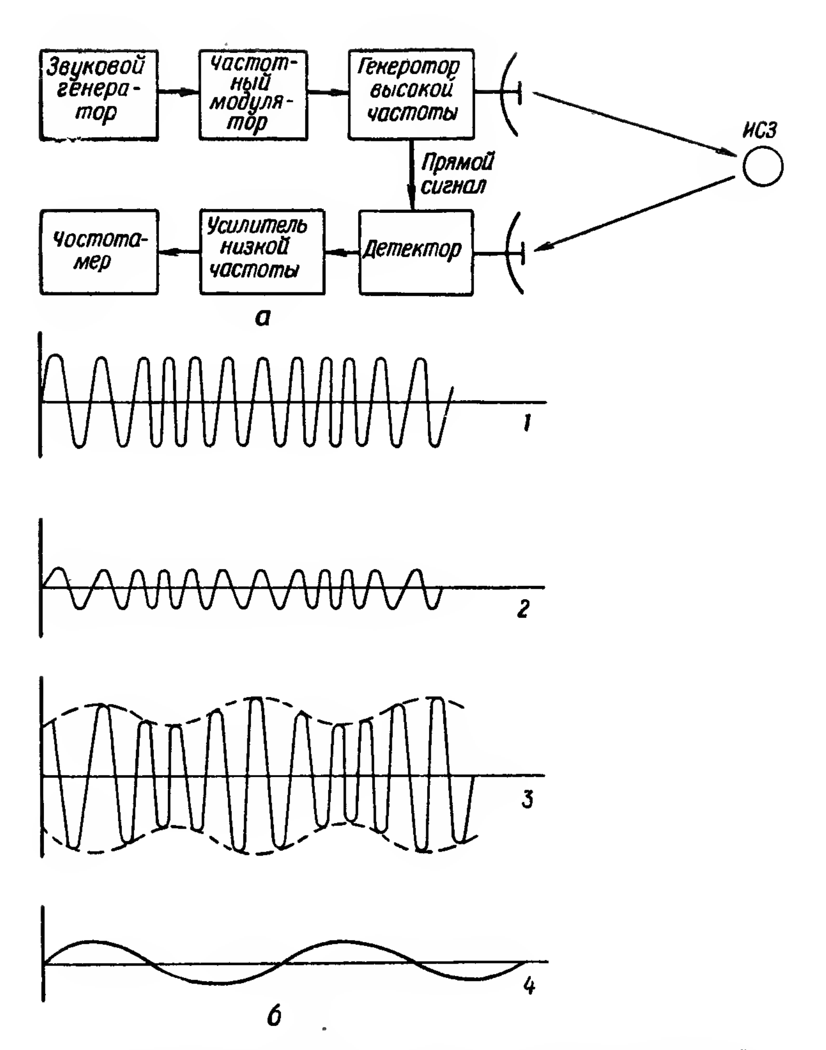


Рис. 62. Радиолокационные станции с частотной модуляцией:

а — упрощенная блок-схема; *б* — графики напряжений, поясняющие работу частотного метода; *1* — излучаемые частотно-модулированные колебания; *2* — принимаемые частотно-модулированные колебания; *3* — результирующее напряжение на выходе приемника; *4* — напряжение на выходе детектора

Импульсный метод

Импульсный метод измерения расстояния основан на измерении времени между зондирующим и отраженным от пеленгуемого объекта импульсами.

Импульсные радиолокаторы работают короткими импульсами (от 0,01 до 30 *мксек*), чтобы получить высокую разрешающую способность по дальности и большую мощность в импульсе. РЛС с импульсной модуляцией работают в диапазонах сверхвысоких частот (длина волн $\lambda = 3 \div 5$ *см* или $13 \div 25$ *см*). С помощью специальных устройств импульсные радиолокаторы могут измерять скорость движения ИСЗ путем использования эффекта Допплера. Но при этом ошибки в измерении скорости будут больше, чем при частотном методе.

Сравним рассмотренные выше методы измерения. Основными показателями, определяющими применимость того или иного метода для измерения дальности, являются: точность измерения, разрешающая способность, пределы измерения, возможность одновременного наблюдения и измерения дальности многих объектов, сложность аппаратуры.

Наиболее подходящим методом для одновременного измерения дальности и скорости движения ИСЗ является частотный метод. Этот метод имеет следующие преимущества: возможность измерения малых расстояний, более высокая точность и разрешающая способность по сравнению с импульсным методом, простота аппаратуры, предназначенной для измерения дальности одиночного объекта. Но при наблюдении частотным методом одновременно нескольких объектов конструкция аппаратуры очень усложняется.

Пассивные методы радиолокационного определения параметров ИСЗ (без использования бортовых ответчиков) требуют применения больших средних мощностей излучения высокочастотных колебаний.

§ 5.3. РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ СТАНЦИИ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КЛА

Параметры орбиты можно определить по данным угловых координат и частот Допплера, а также непосредственным измерением дальности.

На рис. 63, *а* показана блок-схема системы измерения дальности до КЛА. Модулированные по фазе с помощью кода сигналы сверхвысокой частоты излучаются антенной. Принятые на борту КЛА сигналы передаются обратно на Землю и принимаются приемником с корреляционным устройством. Декодирующее устройство приемника формирует «местную модель» принятого кода. Принятый, опознанный и изученный код сравнивается по фазе с «местной моделью» кода. Разность фаз переданного и принятого кода служит мерой времени распространения до космического корабля и обратно, а следовательно, и мерой дальности.

Приемная система дальности служит для сопровождения космического корабля по принятым сигналам, что обеспечивает непрерывное измерение дальности в реальном масштабе времени. Опорное напряжение передается с передатчика на приемник с помощью радиорелейной линии, которая работает на сантиметровых волнах. Наводится антенна на цель управляющими сигналами, которые вырабатываются в преобразователе координат приемного устройства и передаются по радиолинии на передатчик. Для облегчения поиска цели предусмотрено несколько методов наведения антенн, использующих данные эфемерид, запоминаемые на перфорированных лентах.

В приемном устройстве есть управляемый по фазе гетеродин, контур регулирования которого обеспечивает сопровождение по несущей фазе. В приемнике предусмотрены каналы выделения сигналов ошибки угловых координат, связывающих элементы равносигнальной зоны антенны с автоматической следящей системой сопровождения по угловым координатам. Кроме того, в приемнике есть устройство сопровождения принятого и опознанного кода по его модели.

Сопровождение принятого кода возможно благодаря тому, что при формировании модулированного напряжения передатчика передаваемый код умножается на опорное прямоугольное напряжение, половина периода которого соответствует одному периоду повторения цифр передаваемого кода (поскольку код формируется из последовательно чередующихся единиц и нулей).

Блок-схема части приемника, связанной с формированием кода сопровождения, показана на рис. 63, *б*. Если

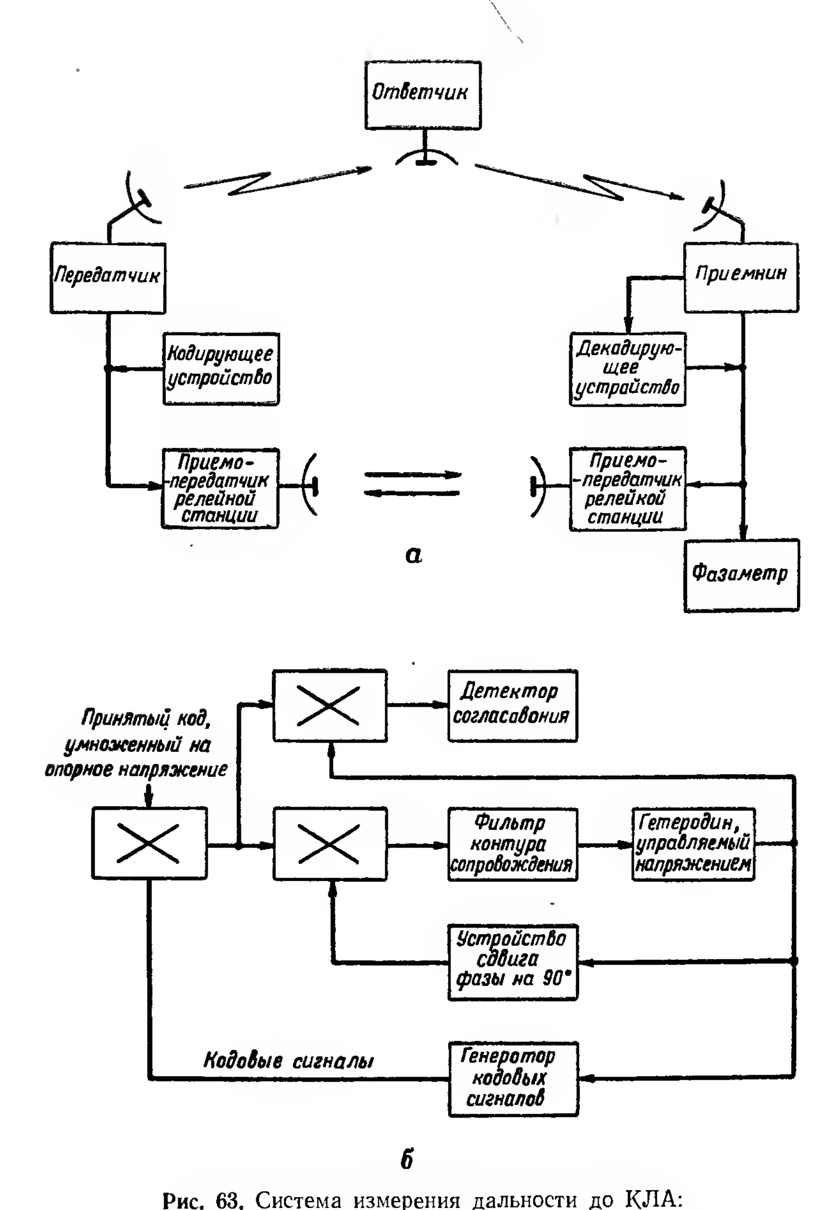


Рис. 63. Система измерения дальности до КЛА:
а — общая блок-схема системы; *б* — блок-схема системы сопровождения принятого кода с двумя замкнутыми контурами управления

принятый и местный коды окажутся в фазе, то на выходе первого умножителя появится опорное напряжение. Внутренний контур представляет замкнутую систему регулирования фазы управляемого гетеродина, с помощью которой осуществляется сопровождение по опорному напряжению. Выходное напряжение управляемого гетеродина подводится ко второму умножителю; при этом контур регулирования замыкается по принятому коду. Если местный код рассогласован с принятым кодом, то опорное напряжение на выходе первого умножителя не возникает.

Характеристика точности угломерно-дальномерных методов

При оценке точности различных средств измерения параметров движения космических кораблей указывалось, что точность определения координат существенно улучшится, если использовать метод триангуляций. Сущность этого метода заключается в использовании нескольких наземных станций, информация которых передается в координатно-вычислительный центр и там обрабатывается. При этом ряд последовательных измерений, сделанных несколькими наземными станциями, может быть обработан методом наименьших квадратов или способом осреднения. Оба метода способствуют уменьшению случайных и систематических ошибок. Однако необходимо учитывать, что время осреднения должно быть меньше длительности действующих возмущений.

Ошибки можно классифицировать по причинам их возникновения, выделив следующие группы.

1. Ошибки из-за рефракции радиоволн в атмосфере, возникающие вследствие удлинения фактического пути прохождения радиоволн по сравнению с их прямым распространением. Ошибки в измерении дальности достигают десятков метров и зависят от климатических условий в месте установки станции. Обычно эти ошибки рассчитываются, компенсируются и в результате не превышают нескольких метров. При больших расстояниях между станциями влияние этих ошибок становится незначительным.

2. Ошибки в измерении разностей дальностей, которые увеличиваются по мере нарастания длины базовой линии между станциями.

3. Ошибки в привязке к единому времени, зависящие от точности синхронизации во времени двух или нескольких контрольных станций. Синхронизация приемных (контрольных) пунктов в большинстве случаев осуществляется с помощью радиолиний. В качестве эталонного генератора частот (часов) используют стабилизированные кварцевые или атомные часы. Требуемая точность синхронизации зависит от длины базовой линии и стабильности часов, например для $R = 300$ *км* точность синхронизации должна быть 10^{-3} *сек*. Если стабильность часов 10″, ошибка возрастает до 10^{-3} *сек* за 100 *сек*, т. е. после 100 *сек* часы нужно устанавливать вновь.

Примером такой системы является радиолокационная станция, служащая для определения параметров движения ИСЗ «Эхо» и «Курьер» (США). Радиолокатор работает непрерывно на частоте $f_p = 2388$ *Мгц*. Чтобы предотвратить прямое попадание сигналов из передатчика в приемник, последние помещают на расстоянии 12 *км* один от другого. Дальность действия радиолокатора до 8000 *км*. Форма антенн передатчика и приемника параболическая, а размер их доходит до 25,4 *м*. Мощность передатчика составляет 10 *квт*. Разрешающая способность радиолокаторов около 5 *м*. Ошибка при считывании показаний дальности достигает ±15 *м*.

§ 5.4. СИСТЕМА ИНТЕРФЕРОМЕТРА

Работа системы измерения параметров движения спутника с помощью интерферометра основана на определении разности фаз принимаемого наземными станциями сигнала от бортового передатчика, которая характеризует текущее угловое положение объекта, и на выделении и фиксации допплеровского приращения частоты. Как показано выше, характеристики сигнала допплеровского смещения частоты определяют величину скорости и момент прохода траверза относительно точки приема.

В состав интерферометрических систем входит наземное и бортовое оборудование. Рассмотрим работу системы.

Сигнал бортового передатчика принимается наземными антеннами интерферометра и приемника с фазовой синхронизацией. На рис. 64 показаны антенны интерферометра, где антенна b расположена точно в середине

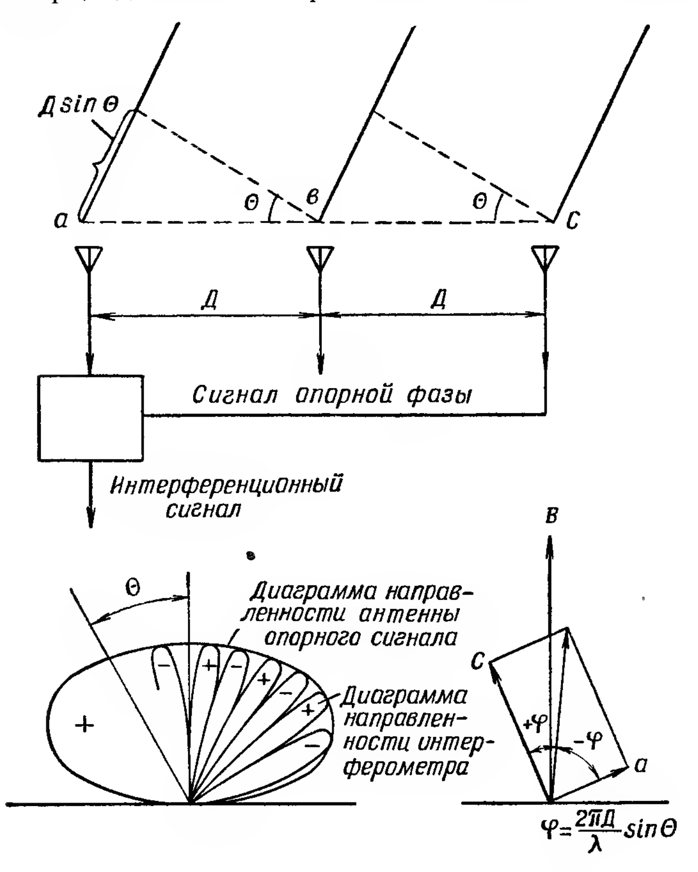


Рис. 64. Формирование сигналов интерферометра

между антеннами a и c и выдает сигнал с опорной фазой. Сигнал, идущий к антенне a под углом Θ к нормали, проходит дополнительное расстояние $Д \sin \Theta$, сигнал, идущий к антенне c, проходит путь, меньший, чем расстояние до антенны b, на величину $Д \sin \Theta$. Таким образом, сигналы, идущие к антеннам c и a, соответственно опережают или отстают по фазе от сигнала, идущего к антенне b на фазовый угол $\varphi = \frac{2\pi Д}{\lambda} \sin \Theta$. Если сложить сигналы, идущие к антеннам a и c, они образуют сигнал интерференции, амплитуда которого пропорциональна углу прихода сигнала, а фаза приблизительно равна фазе опорного сигнала на выходе опорного канала.

Если система с самого начала синхронизирована, т. е. местный генератор имеет такую же частоту, как и входной сигнал, выходное напряжение фазового детектора прямо пропорционально косинусу разности фаз между входным сигналом и выходным сигналом местного генератора. Если частоты не равны, производится поиск сигнала по частоте, осуществляемый линейным изменением частоты генератора контура фазовой синхронизации. Выходное напряжение фазового детектора (после фильтрации в низкочастотном фильтре) является регулирующим напряжением, которое обеспечивает фазовую синхронизацию между выходным напряжением местного генератора и сдвинутым на 90° относительно этого напряжения входным сигналом.

Низкочастотный фильтр в значительной степени подавляет шумы в регулирующем напряжении, снимаемом с выхода фазового детектора; в результате этого выходное напряжение местного генератора не содержит посторонних составляющих и является критерием для оценки частоты и фазы принимаемого сигнала.

Во втором канале происходит фазовый сдвиг (на 90°) принимаемого сигнала, так что он оказывается в фазе с выходным напряжением местного генератора. Благодаря этому на выходе фазового детектора получается напряжение постоянного тока, величина которого пропорциональна амплитуде принимаемого сигнала. Таким образом, при помощи контура фазовой синхронизации можно осуществить полное детектирование сигнала, т. е. определить его частоту, фазу и амплитуду.

Допплеровская частота выделяется сравнением частоты выходного напряжения, снимаемого с контура фазовой синхронизации, с частотой стабилизированного кварцем генератора. На рис. 65 показана блок-схема приемника интерферометра и приемника с фазовой синхронизацией. Эти приемники принимают с помощью ан-

тенн сигналы от генератора незатухающих колебаний, установленного на борту ИСЗ.

Измерить фазу можно двумя антеннами, однако определение разности фаз будет неоднозначным (рис. 66, a).

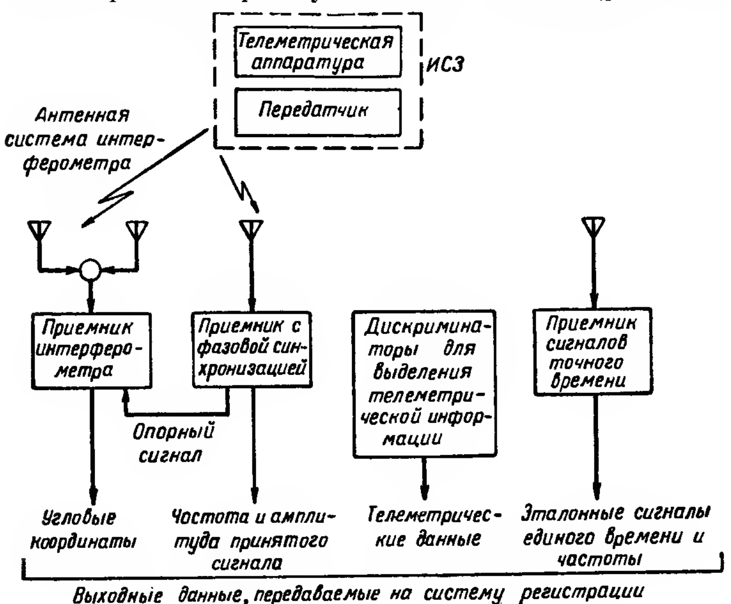


Рис. 65. Блок-схема интерференционной системы

Разность фаз, принимаемых антеннами a и b, равна

$$\Delta\varphi = \varphi_b - \varphi_a.$$

Величина $\Delta\varphi$ равна нулю, если разность расстояний от спутника до антенн a и b равна целому числу длин волн. Во всех остальных случаях $\Delta\varphi$ меняет свою величину в пределах 0—360° в зависимости от того, какую часть длины волны составляет указанная разность расстояний. Допустим, что расстояние между антеннами a и b $Д = n_0\lambda$ и составляет целое число длин волн. Сигнал от спутника приходит в точки b и p одновременно. В точку a сигнал приходит с запозданием, определяемым расстоянием L, выраженным в длинах волн:

$$L = (n + n_1)\lambda,$$

где n — целое число ($n = 1, 2, 3 \ldots$) и $n_1 < n$.

Из рис. 66, a видно, что

$$\cos\alpha = \frac{L}{Д} = \frac{(n + n_1)\lambda}{n_0\lambda} = \frac{n + n_1}{n_0} = A + a\,\Delta\varphi_c. \quad (5.7)$$

Таким образом, измерив разность фаз приходящих колебаний, принимаемых антеннами a и b, можно определить текущую угловую координату спутника.

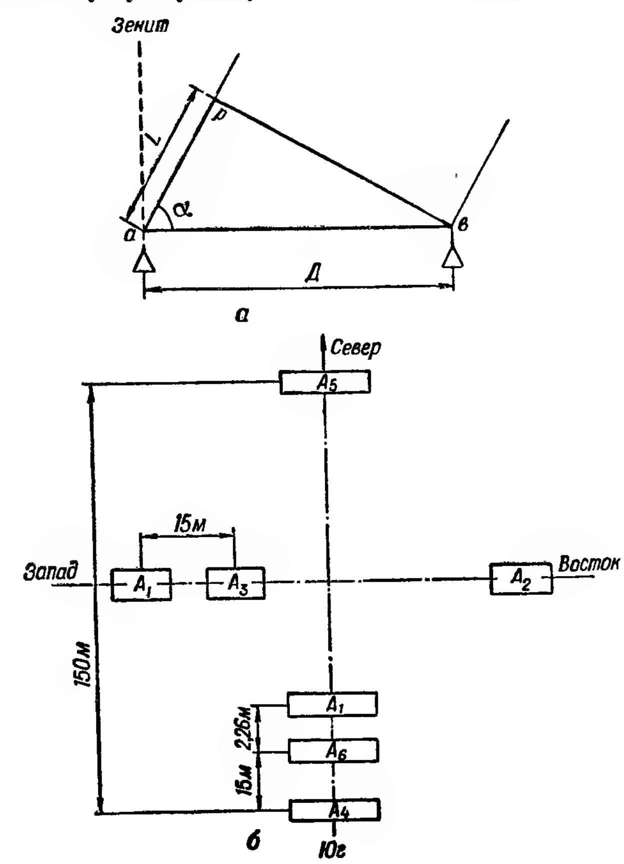


Рис. 66. Система «Минитрек»:

a — схема канала измерения разности фаз сигналов, принимаемых двумя антеннами; $б$ — схема расположения антеин системы «Мииитрек»: A_1—A_2 — точное измерение разности фаз в плоскости Восток — Запад; A_1—A_3 — пара антеин для устранения неодиозначности в этой плоскости; A_4—A_5 — точное измерение разности фаз в плоскости Север — Юг; A_6—A_4 — устраиение иеоднозначности в зоне ±10°; A_7—A_6 — устранение неодиозначиости в зоне ±60°; A_4—A_7 — устраиенне неоднозначности в плоскости Север — Юг

Поскольку величина L многозначна, т. е. разность фаз сигналов, принимаемых антеннами a и b, повторяется каждые 360°, то для исключения неоднозначности в системе используются одна или несколько пар наземных антенн, установленных на различные расстояния друг от друга.

Для измерения второй текущей угловой координаты используют антенные пары, расположенные перпендикулярно базе антенн a и b. На рис. 66, *б* показана схема расположения антенн системы «Минитрек». Диаграмма направленности антенной пары имеет многолепестковый характер. Ниже даны основные параметры системы «Минитрек».

Максимальный радиус R действия системы зависит от мощности передатчика на борту спутника и составляет $R \approx 8700$ *км* при $P_{пер} = 50$ *мвт* и $R \approx 9500$ *км* при $P_{пер} = 60$ *мвт*. Система работает на частоте $f = 108$ *Мгц*. Каждая станция обеспечивает просмотр полосы пространства в направлении Север — Юг шириной 1000 *км* и полосы в направлении Запад — Восток шириной около 100 *км*.

Наземные станции способны определять угловые координаты спутника с точностью до 20″. Однако точность в значительной степени зависит от условий распространения (рефракции) сигнала в ионосфере и тропосфере, а также от фазовых искажений сигнала. Величина систематических ошибок колеблется от 20″ (в вечернее время и при малых углах места) до 200″ (в дневное время и при больших углах места).

§ 5.5. РАДИОЛОКАЦИОННЫЕ ДАЛЬНОМЕРНЫЕ СИСТЕМЫ

Определение параметров движения космического корабля дальномерным способом основано на измерении расстояний от космического корабля до нескольких контрольных станций. Если расстояние между наземными станциями известно, то, измерив расстояния от каждой станции до спутника, можно методом триангуляции определить текущие координаты. Зная приращения координат спутника за определенный интервал времени, можно определить составляющие радиальных скоростей.

Наклонную дальность можно определить также способом запрос — ответ или по измеренным доплеровским частотам. Рассмотрим особенности этих способов.

Импульсный метод (запрос — ответ)

Пусть в точках A, B и C расположены три дальномерные станции: в точке A — ведущая, в точках B и C — ведомые (рис. 67).

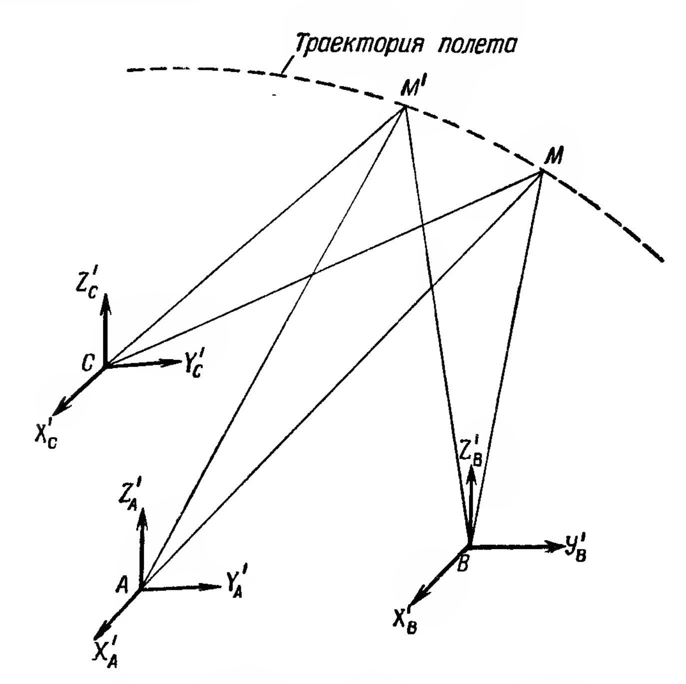


Рис. 67. К определению параметров дальномерным способом

Ведущая станция посылает на космический корабль запросный импульс. Ответчик ретранслятора посылает ответный импульс, который принимается всеми тремя станциями. Ведомые станции переизлучают ретранслированный импульс. На приемном конце ведущей станции принимаются импульсы как с космического корабля, так и переизлученные ведомыми станциями. Временные ин-

тервалы между запросным и ответным импульсами будут равны:

$$\left.\begin{aligned}\Delta t_1 &= \frac{1}{c}(R_{AM}+R_{MA});\\ \Delta t_2 &= \frac{1}{c}(R_{AM}+R_{MB}+R_{BA});\\ \Delta t_3 &= \frac{1}{c}(R_{AM}+R_{MC}+R_{CA}),\end{aligned}\right\} \quad (5.8)$$

где c — скорость распространения радиоволн.

Решив эти уравнения, определим наклонные дальности R_{AM}, R_{BM}, R_{CM}, по которым затем вычислим координаты космического корабля X', Y', Z'. При непрерывном измерении дальности можно определить составляющие радиальных скоростей по направлениям MA, MB, MC. По радиальным составляющим легко рассчитать составляющие скорости относительно опорной системы координат. В состав дальномерной системы входят бортовая аппаратура — ответчик и сеть наземных станций — запросчик.

Измерение дальности допплеровскими методами

Величина смещения частоты за счет эффекта Допплера определяется по формуле

$$f_д = \pm\frac{V}{\lambda}\left[\frac{t_0 - t}{\sqrt{(t_0-t)^2+\left(\frac{R_0}{V}\right)^2}}\right], \quad (5.9)$$

где V — скорость спутника;
λ — длина волны;
t_0 — момент прохода спутником траверза;
t — начало отсчета;
R_0 — минимальное расстояние от места наблюдения до орбиты спутника.

В выражении (5.9) знак «плюс» соответствует сближению, а знак «минус» удалению.

На рис. 68 показаны кривые, характеризующие изменение допплеровской частоты для нескольких значений кратчайших расстояний R_0. Определение величины допплеровского смещения частоты обычно производится

системой, состоящей из бортового передатчика спутника и сети наземных приемных станций.

При этом пользуются формулой

$$\frac{f_{пр}}{f_{пер}} = \frac{c \pm V_{пр}}{c \pm V_{сп}}, \quad (5.10)$$

где $f_{пр}$, $f_{пер}$ — частоты приемника и передатчика ($f_{пер}$ считают постоянной);
$V_{пр}$, $V_{сп}$ — скорости приемника и спутника.

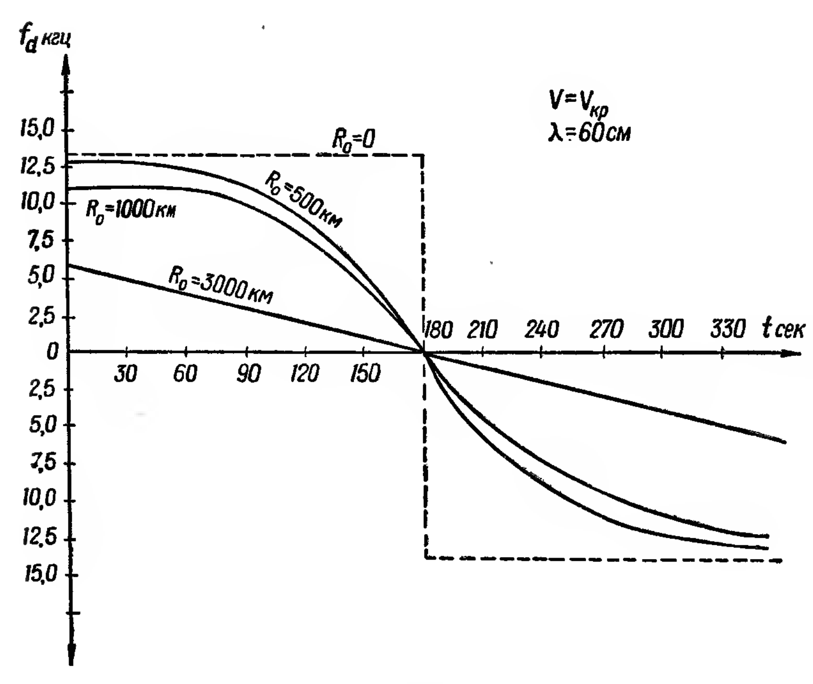


Рис. 68. График изменения допплеровской частоты в зависимости от R_0

Для неподвижного приемника расчетная формула скорости имеет вид

$$V_{оп} = c\left(1 - \frac{f_{пер}}{f_{пр}}\right). \quad (5.11)$$

Используется также формула для определения наклонной дальности R_0 на ближайшем участке траектории

$$R_0 = \frac{f_{\text{пер}} V_{\text{сп}}^2}{c\left(\frac{df_{\text{пр}}}{dt}\right)_{\max}}, \qquad (5.12)$$

где $\frac{df_{\text{пр}}}{dt}$ — крутизна кривой изменения частоты на ближайшем участке траектории.

При измерении допплеровской частоты могут быть два случая:

1) частота передатчика, установленного на спутнике, известна;

2) частота не известна.

Из уравнений (5.11) и (5.12) следует, что для определения траектории движения спутника необходимо точно измерять допплеровскую частоту. На основании анализа допплеровской частоты определяют параметры движения спутника.

Информация о параметрах движения, полученная различными станциями, передается по быстродействующей линии связи в координационно-вычислительный центр. Для повышения точности измерительные станции работают по единому стандартному времени.

Координационно-вычислительный центр на основании расчетных и измеренных данных определяет величины поправок к текущим значениям координат спутника. Эти данные затем передаются на борт спутника.

Бортовое оборудование состоит из высокостабильного передатчика, работающего в режиме непрерывного генерирования, и командного приемника для включения передатчика с Земли.

Используются две схемы наземного оборудования, применяемые, когда частота бортового передатчика точно известна и не известна. Последнее обстоятельство может возникнуть при наблюдении неизвестного спутника.

На рис. 69, *а* показана блок-схема приемного устройства для того случая, когда частота бортового передатчика точно известна. С помощью данной схемы можно определить время прохода спутником траверза (R_0 — минимальная величина) с точностью до сотых долей секунды.

На рис. 69, *б* показана блок-схема приемного устройства для приема и регистрации допплеровских частот, когда частота бортового передатчика не известна. Принятый антенной сигнал преобразуется с помощью стабилизированного кварцем гетеродина в более низкую ча-

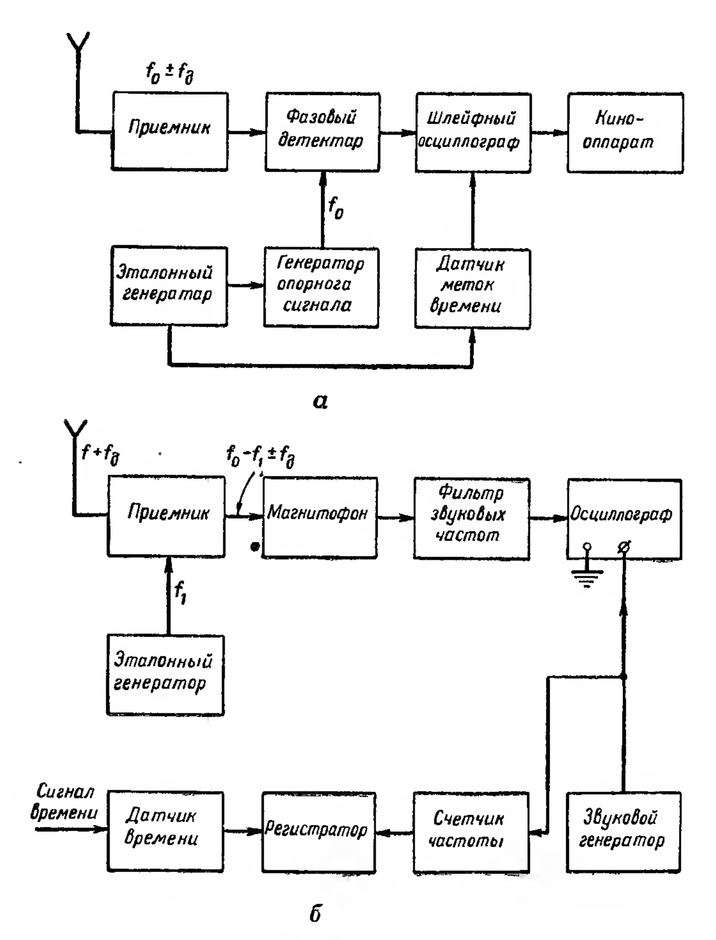


Рис. 69. Блок-схема приемного пункта измерения допплеровской частоты:

а — частота бортового передатчика известна; *б* — частота бортового передатчика не известна

стоту, которая записывается на магнитную ленту. Затем на одни пластины осциллографа подается записанный сигнал, на другие — напряжение переменной частоты от звукового генератора. Сопоставляя изображения кривых на экране осциллографа (фигуры Лиссажу), добиваются равенства этих частот. Частота колебаний звукового генератора измеряется счетчиком частоты. Измерение производится в течение 1 *сек*; за этот промежуток времени частота звукового генератора существенно не изменяется.

Временные сигналы в виде меток, выдаваемые службой времени, записываются по другому каналу магнитного регистратора. Эти сигналы используются для коррекции счетчика времени. Данный метод позволяет измерять частоты с точностью до ± 10 *гц* и время с точностью до $\pm 1{,}0$ *сек*.

§ 5.6. КОМБИНИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ

Основной особенностью данных систем является сочетание импульсного и допплеровского методов измерения расстояния и скорости спутника. При измерении дальности по методу запрос — ответ используют три наземные станции. Особенностью бортового оборудования этих систем является применение ответчика, работающего по одновременному запросу от трех наземных станций, находящихся одна от другой на расстоянии 500—800 *км*.

Каждая наземная станция содержит аппаратуру для обнаружения и слежения за ИСЗ по сигналам радиомаяка, установленного на ИСЗ, и аппаратуру для точного определения расстояния и скорости ИСЗ с помощью ответчика.

Первоначальное обнаружение спутника и слежение за ним по сигналам радиомаяка, аналогичного маяку, используемому в системе «Минитрек», производится с помощью многовибраторной антенной решетки на частотах 136—150 *Мгц*. Дальность и скорость определяют по сигналам, ретранслируемым ответчиком.

В системе измерения дальности и скорости используется параболическая антенна диаметром 4,2 *м*, движущаяся синхронно с многовибраторной антенной решеткой. Информация об угловом положении спутника поступает на записывающее устройство от шифратора, связанного с осью параболической антенны.

Работа системы основана на фазовом методе измерения расстояния и допплеровском методе измерения скорости. Дальность до ИСЗ можно определить, непосредственно измерив фазовую задержку сигнала, ретранслируемого ответчиком спутника, а скорость, измерив частоту между переданным с наземной станции и принятым от ИСЗ сигналами, т. е. использовав эффект Допплера.

После обнаружения и «захвата» цели, когда обе антенны направлены на ИСЗ, передатчик наземной станции генерирует опорный сигнал высокой частоты в 10-*см* диапазоне длин волн, полученный путем частотной модуляции несущей частоты несколькими кратными частотами: 100, 20, 4 *кгц* и 800, 160 и 32 *гц*, стабильность которых $2 \cdot 10^{-9}$ за сутки. Этот сигнал принимается ответчиком ИСЗ и после соответствующей обработки в цепях ответчика излучается на одной из частот в диапазоне 1700—1710 *Мгц*.

Приемник ответчика может работать одновременно не более чем с тремя наземными станциями при разности несущих частот между ними около 1 *Мгц*. В приемнике наземной станции сравниваются сигналы передаваемой и принимаемой частот. Выделенные в приемнике сигналы допплеровских частот и разделенных боковых частот модуляции поступают в аналого-цифровое устройство, в котором определяются расстояния и скорости.

Для устранения неопределенности при подсчете полного числа задержанных колебаний применяют более низкие частоты модуляции, а также опорные частоты 8, 4, 2 и 1 *гц*, получаемые дальнейшим делением частоты 32 *гц*.

Опорные частоты синхронизируются стандартными сигналами службы времени и сигналами автономного устройства отсчета времени. При применении вычислительного устройства задержка по фазе на наивысшей частоте модуляции (100 *кгц*) при прохождении сигнала до ИСЗ и обратно может быть измерена с точностью до 1% (15 *м* дальности), скорость измерена с точностью до 0,1 *м/сек*. Сигналы (в цифровой форме), выходящие из блоков и отсчитывающие измеренные интервалы времени, пропорциональные расстоянию и скорости, накладываются на дискретные сигналы, поступающие с выхода

автономного устройства отсчета времени, и наносятся затем на перфорированные ленты записывающих устройств. Время, расстояние, скорость и угловые данные отсчитываются со скоростью один отсчет в секунду или 8 отсчетов в секунду.

Существуют следующие режимы работы системы:

— определение первоначальных орбит ИСЗ; для этого три станции размещают на расстоянии 500—800 *км*; слежение ведется одновременно всеми станциями;

— определение орбит ИСЗ с сильно выраженным эксцентриситетом или траекторий ракет; в этом случае применяют глобальное размещение станций (через 120 *км*), что позволяет осуществить поочередное и непрерывное слежение.

Слежение может производиться и с помощью одной станции, если определены первоначальные характеристики орбиты ИСЗ.

§ 5.7. ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ

С помощью оптических систем наблюдают и фиксируют момент прохода космическим кораблем вертикальной плоскости, проходящей через меридиан наблюдателя. В состав аппаратуры обычно входят объектив со сравнительно большим фокусным расстоянием и киноаппарат. Определение координат объекта с помощью оптических средств называется фотограмметрией. При фотограмметрических измерениях параметров орбиты ИСЗ используют отраженные от их поверхности солнечные лучи.

Высокая точность данного метода обусловлена тем, что движущийся объект последовательно фиксируется на фоне неподвижных звезд. Фотографированием группы звезд в определенный момент времени и из определенной точки земной поверхности производят так называемую звездную калибровку фотопластинки, суть которой состоит в следующем. За несколько минут до начала работы систему устанавливают в рабочее положение, которое сохраняется до конца съемки. Затем производят ряд последовательных экспозиций небесного свода с выдержкой 2, 1, 1/2 и 1/4 *сек* и с интервалами 30 *сек*. На фотопластинке появляются четыре точечных изображения

каждой звезды различной интенсивности. Затем закрывают затвор оптического прибора, и камера в таком положении сохраняется до начала съемки движения спутника по траектории.

Движущийся спутник фотографируют в момент открывания затвора камеры по командам. По окончании съемок через промежуток 1—5 *мин*, в течение которого затвор камеры остается закрытым, производят повторную звездную калибровку фотопластинки. На фотопластинке остается изображение последовательных положений движущегося спутника на фоне звездного неба.

Так как точное время каждой экспозиции зафиксировано, то направление от станции наблюдения к любой зафиксированной звезде можно рассчитать на основе обычных астрономических формул. Проведя измерения на фотопластинке и используя изображение по крайней мере трех звезд с известным направлением, определяют точную ориентацию камеры. Практически используют 20—30 изображений звезд, что увеличивает точность определения ориентации камеры и уменьшает до минимума влияние ошибок измерения. Звездная калибровка до съемки и после нее позволяет обнаружить изменения в ориентации камеры.

Рассчитав ориентацию камеры, переходят к измерению координат положений спутника, зафиксированных на фотопластинке. Положения спутника в пространстве в определенные моменты времени можно установить, используя триангуляционные расчеты по фотоснимкам, полученным тремя или большим числом камер, расположенных в различных районах. Стандартные отклонения линейных измерений на фотопластинке составляют 2—3 *мк*. Для объектива с фокусным расстоянием 300 *мм* при линейной точности отсчета 3 *мк* угловая точность измерений составляет 2″. Для объектива с фокусным расстоянием 1000 *мм* точность измерения может достичь 0″,5.

Оптические камеры устанавливают на расстоянии 160 *км* друг от друга. Данные, полученные оптическими методами, являются наиболее точными.

Применение оптических средств имеет некоторые ограничения. Во-первых, объект, наблюдаемый с Земли, должен быть не слабее, чем звезда шестой или седьмой величины, т. е. должен иметь поверхность, способ-

ную отразить количество света, достаточное для воспроизведения на фотопластинках камер траектории его движения. Во-вторых, объект должен проходить через участок небесного свода в сумерках или на рассвете, причем он должен быть освещен прямыми лучами Солнца.

Для увеличения дальности действия оптических средств на космическом летательном аппарате устанавливают пиротехническое устройство для периодических ярких вспышек света. С помощью таких вспышек удается фиксировать спутники на удалении до 1600 *км*.

§ 5.8. ЭЛЕКТРОННО-ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ СЛЕЖЕНИЯ ЗА КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Кроме оптических средств слежения за космическими аппаратами, существуют электронно-оптические системы, сочетающие оптические средства (телескоп) с электронно-усилительной трубкой.

Принцип действия электронно-оптической системы заключается в следующем. Оптическая система (телескоп) проектирует черно-белое изображение предмета на фотокатод, который преобразует это изображение в электронное. Электроны фотокатода попадают через апертуру диссекторной трубки в фотоэлектронные умножители ФЭУ (рис. 70). Светлым точкам изображения соответствует большее число электронов, проходящих сквозь апертуру диссекторной трубки, а темным — меньшее число. Поэтому при смещении электронного изображения в горизонтальном направлении вправо на вход ФЭУ поступает больше электронов, чем при смещении электронного изображения влево.

С выхода ФЭУ напряжение по цепи обратной связи поступает на горизонтальные отклоняющие пластины. Цепь обратной связи противодействует смещению электронного изображения, удерживая его в пределах диссекторной апертуры. Управляющее напряжение цепи обратной связи перемещения объекта определяется непосредственно по напряжению на выходе ФЭУ. Подобная система, называемая «Оптрон», была разработана фирмой «Optron». Она позволяет измерить угловые координаты ракеты или спутника в полете очень точно. При фокусном расстоянии оптической системы телескопа 320 *см* точность сопровождения составляет $\pm 10''$, разрешающая способность $1''$ в поле зрения, равном $34'$. В системе используют видимый участок спектра излучений. Высокая чувствительность системы позволяет применять ее для измерения вибрации корпуса ракеты или спутника.

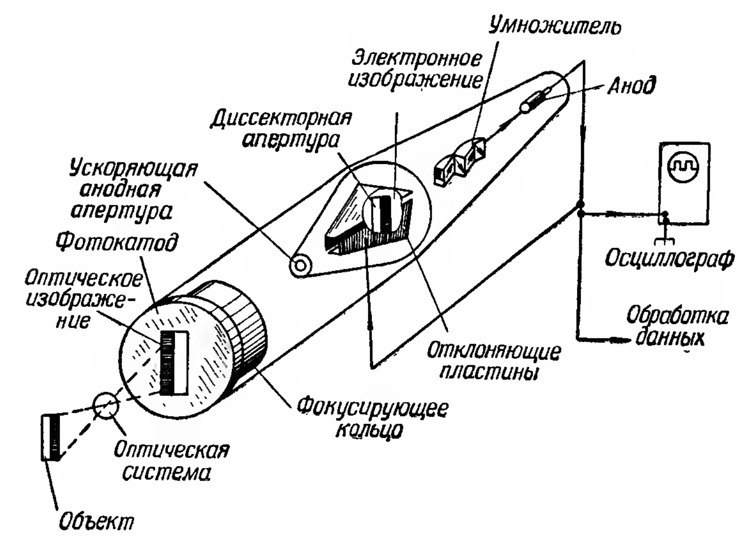


Рис. 70. Схема оптической системы «Оптрон»

Наиболее четкое электронное изображение на фотокатоде дают яркие и контрастные цели. Для системы «Оптрон» наибольшую контрастность дает черно-белое шахматное поле, нанесенное на поверхность ракеты или спутника. Кроме электронно-оптических систем, возможны и другие, например лазерные, устройства для навигационных измерений объектов.

§ 5.9. ПРИМЕНЕНИЕ ЛАЗЕРОВ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Развитие электроники, особенно квантовой, обусловило создание оптических квантовых генераторов и усилителей (лазеров). Принцип работы устройств квантовой электроники заключается в использовании для генерации и усиления электромагнитных волн индуцирован-

ного излучения некоторых квантовых систем. Благодаря тому что с помощью лазерных устройств можно создавать в импульсе большие мощности и очень узкие диаграммы направленности луча, подобные системы в последнее время стали применять для космической нави-

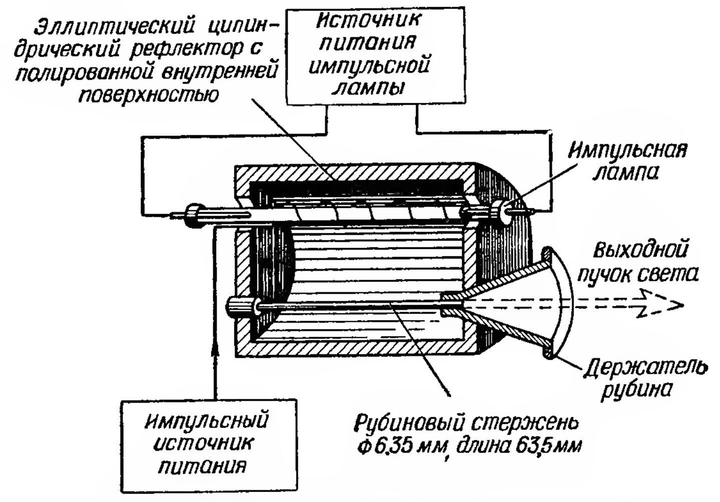


Рис. 71. Блок-схема оптического квантового генератора, работающего на рубине

гации. На основе этих приборов можно построить дальномеры, измерители скорости вращения космических аппаратов и другие приборы.

Оптический квантовый генератор состоит из трех основных элементов: активного вещества, являющегося источником индуцированного излучения, источника возбуждения (подкачки), который снабжает энергией активное вещество, и резонансной системы. Активным веществом может быть как твердое тело, так и газ (или газовая смесь). Оптические квантовые генераторы на твердом теле работают так же, как генераторы на рубине.

На рис. 71 показана блок-схема оптического квантового генератора, работающего на рубине. Активным веществом является рубин, источником подкачки — ксеноновая импульсная лампа, а резонансной системой — рубиновый стержень, торцы которого отполированы и

а

б

в

г

д

е

Рис. 72. Схема образования «рубиновой молнии»

служат зеркалами. Отметим, что один торец покрыт плотным непрозрачным слоем серебра, а другой, также посеребренный, имеет некоторую прозрачность (коэффициент пропускания 8%).

До подачи световой волны от импульсной лампы «подкачки» атомы кристалла находятся в невозбужденном состоянии (черные кружки на схеме а рис. 72). Свет «подкачки» (сплошные стрелки на схеме б) приводит большинство атомов в возбужденное состояние (светлые кружки).

С этого момента световая волна усиливается вследствие индуцированного (вынужденного) испускания. Каскад частиц начинает развиваться, когда один из возбужденных атомов спонтанно (самопроизвольно) излучает фотон параллельно оси кристалла (схема в). При этом фотоны, излученные по другим направлениям, выходят из кристалла. Фотон, излученный одним атомом, вынуждает другой атом излучать второй фотон. Этот процесс развивается (схемы г и д), так как фотоны, отражаясь от зеркальных торцов, проходят туда и обратно между концами кристалла. При этом луч света, сужаясь, становится более мощным. Пучок лучей, распространяющийся между зеркалами вдоль оси кристалла, постепенно становится интенсивнее. Плотность энергии потока света повышается, потому что происходит концентрация лучей по направлению и колебания становятся однородными по частоте (монохроматический свет).

Когда общая концентрация достигает критического уровня, кристалл начинает генерировать свет, т. е. часть пучка выходит через частично посеребренный (полупрозрачный) конец кристалла (схема е). Очень узкие пучки света с большими мощностями, генерируемые оптическими квантовыми генераторами (лазерами), широко применяются в различных областях техники. Лазерные устройства используются для дальномеров, работающих в импульсном и непрерывном режимах генерации, для измерителей относительной скорости движения, использующих эффект Допплера, а также для измерения размеров цели, связи и т. п. Благодаря высокой точности лазерные системы применяются для измерения расстояний, скорости и других параметров движения спутников и других космических летательных аппаратов.

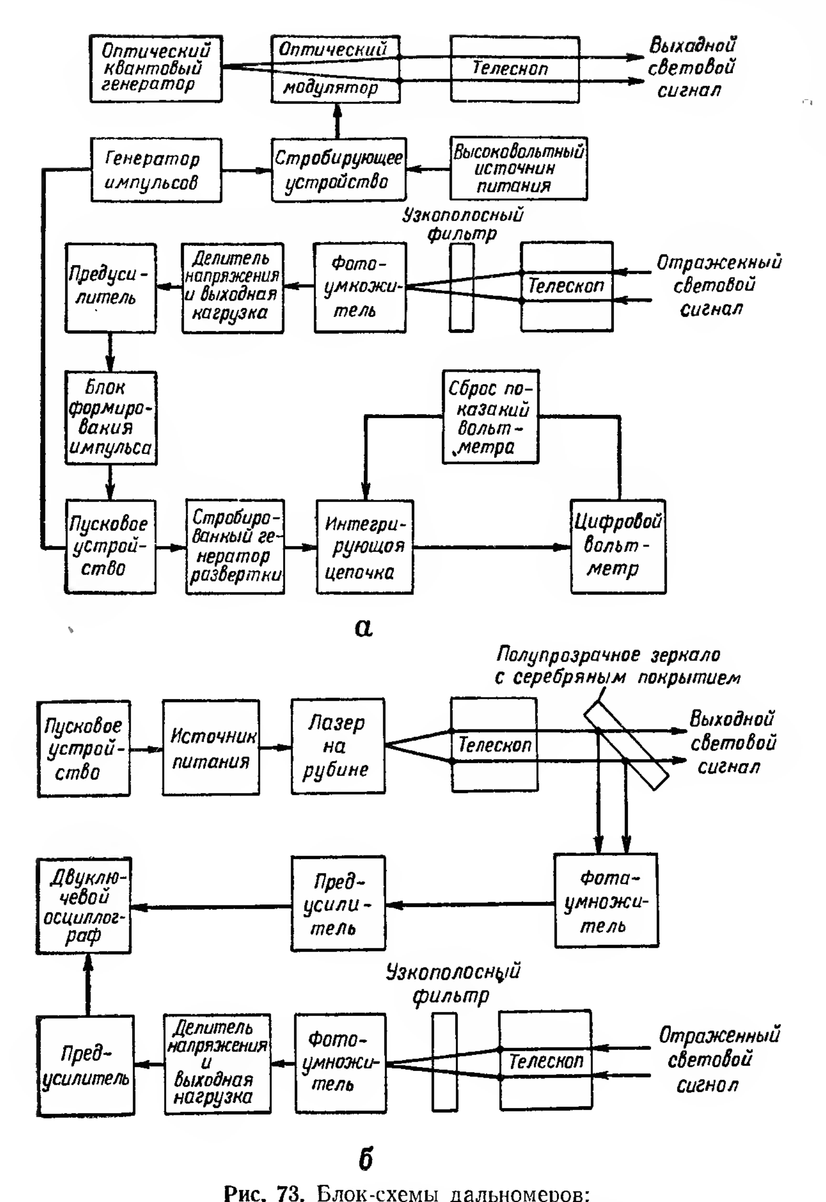


Рис. 73. Блок-схемы дальномеров:

а — дальномер на лазере, работающем в непрерывном режиме; *б* — дальномер на лазере, работающем в импульсном режиме

На рис. 73, *а* и *б* показаны два варианта блок-схем лазерных дальномеров. В системе, показанной на рис. 73, *а*, используется оптический квантовый генератор, работающий в непрерывном или почти непрерывном режиме; на рис. 73, *б* показана блок-схема дальномера, использующего лазер на рубине, работающий в импульсном режиме.

В дальномерных системах можно также использовать импульсный оптический квантовый генератор в передатчике и квантовый усилитель в приемнике (вместо фотоумножителя). Такой дальномер может обладать очень узкой диаграммой направленности и низким уровнем тепловых шумов. Кроме того, он относительно невосприимчив к внешним помехам. Получая достаточно сильный сигнал, отраженный от удаленного объекта, дальномер на лазерах потребляет значительно меньшую мощность, чем радиолокатор, при условии, что затухание светового сигнала при распространении в окружающей среде незначительно. Локатор на лазерах позволяет с большой точностью определять координаты и размеры цели. Расчеты показывают, что при средней мощности светового пучка 66 *вт* можно измерять расстояния между космическими кораблями до 160 000 *км* с относительной точностью до 10^{-5}. Направление и величину скорости космического корабля, вращающегося вокруг Луны на расстоянии 1600 *км* от ее поверхности, можно определить с помощью локатора на лазерах с точностью до 0,1%. При этом средняя выходная мощность оптического квантового генератора должна составлять всего 40 *мвт*. При определении относительной скорости приемник регистрирует допплеровский сдвиг частоты принимаемого сигнала по величине перестройки резонансной частоты оптического квантового усилителя, которая осуществляется изменением магнитного поля.

Глава VI

НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

§ 6.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Полет космического летательного аппарата будет успешным, если будут известны параметры движения на всех участках траектории полета. От того, какой является траектория полета и какая точность необходима, зависит выбор метода навигации и состава аппаратуры.

Задачей космической навигации является определение мгновенных и упрежденных данных местоположения и скорости КЛА в функции времени, а также влияние на эти данные импульсов от ракетных двигателей. Определять параметры движения КЛА можно с помощью автономных, неавтономных или комплексных систем навигации.

Навигация ИСЗ и межпланетных летательных аппаратов в настоящее время осуществляется почти полностью с помощью наземного оборудования. Местоположение и скорость КЛА определяют на основании информации, получаемой с помощью радиотехнической (радиолокаторами, интерферометрами) и оптической систем.

По этим данным вычисляют сигналы команд, которые передают по линии связи на КЛА для исправления бортовой системой управления траектории движения. Данный метод навигации обладает высокой точностью, о чем свидетельствуют достигнутые успехи.

При увеличении количества одновременно находящихся в космосе КЛА для своевременного определения

команд и передачи их на все объекты потребуется большое количество наземного оборудования.

Искусственные спутники Земли с экипажем на борту, а также межпланетные аппараты требуют применения автономных, не связанных с Землей систем навигации. Создание чисто автономной системы навигации с необходимыми характеристиками для различных КЛА — сложная научно-техническая проблема. Поэтому для навигации применяют комплексные системы, состоящие из наземного и бортового оборудования.

В комплексных системах с помощью наземного оборудования определяют скорость и местоположение КЛА, начиная со старта и кончая расстояниями, которые позволяет определить система при наличии видимости объекта. Бортовая навигационная система непрерывно или дискретно, в течение некоторого периода времени, измеряет параметры движения (местоположение, скорость, положение осей объекта в пространстве и т. п.), которые корректируются сигналами наземных станций. Комплексные системы позволяют осуществлять навигацию с высокой точностью даже в тех случаях, когда отсутствует связь КЛА с Землей.

Рассмотрим методы построения некоторых характерных навигационных комплексов, применяемых на различных космических летательных аппаратах.

§ 6.2. МЕТОДЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Существуют два метода построения систем навигации — метод разомкнутой цепи и метод замкнутой цепи. Рассмотрим эти методы.

Метод разомкнутой цепи

Этот метод навигации основан на использовании разомкнутой системы определения параметров движения. По этому методу траекторию движения в соответствии с программой полета космического корабля выражают аналитически через долготу или широту.

С помощью бортового счетно-решающего устройства моделируется уравнение движения. Зная величины исходных параметров, т. е. зная для каждого момента

положение и скорость космического корабля, можно вычислить последовательные параметры орбиты через промежуток времени Δt, не решая дифференциальные уравнения. Время измеряют бортовыми часами или кварцевым генератором. Чтобы получить очень точные измере-

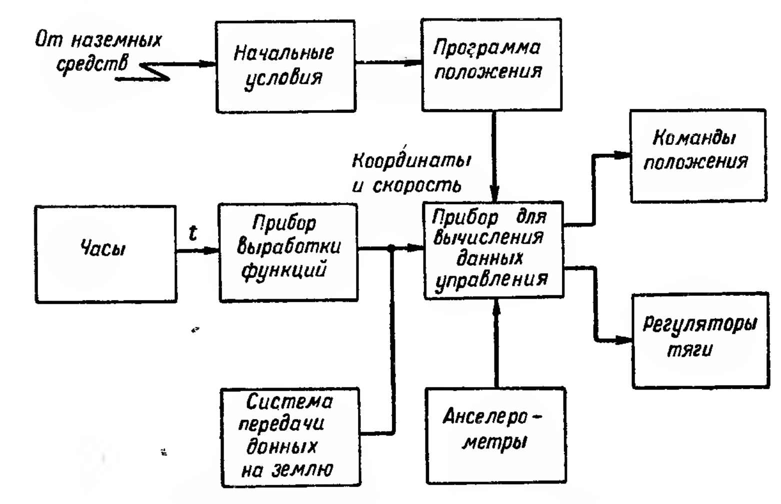


Рис. 74. Блок-схема, поясняющая метод разомкнутой цепи

ния, нужно ввести коррекцию показаний в виде эмпирических поправок на несферичность Земли, сопротивление атмосферы и т. п.

Функциональная схема, поясняющая метод разомкнутой цепи системы навигации, приведена на рис. 74. Сигналы, поступающие от часов к прибору выработки функций, служат для определения положения и скорости. Эти величины вводят в прибор для вычисления данных управления. В этот же прибор по каналу связи с Земли поступают и начальные данные положения объекта. Начальные параметры движения объекта определяют с помощью наземных устройств, в качестве которых используют радиолокационные, оптические или интерференционные системы.

Изменения орбиты при маневрах корабля контролируются акселерометрами, с помощью которых измеряют ускорения объекта, вызванные силой тяги корректирующих двигателей. Сигналы с выхода акселерометров

после интегрирования поступают в прибор для вычисления команд управления.

Сигналы управления положением и команда тяги вырабатываются прибором для вычисления данных управления и передаются к прибору управления положением и к регулятору тяги. Таким образом, после получения от наземных станций данных коррекции система работает с разомкнутым циклом до следующего сеанса коррекции. Из-за погрешностей, возникающих в результате принятых допущений, а также из-за нестабильности часов и погрешностей вычислителя такие системы в течение длительного времени имеют ограниченное применение.

Недостатком этого метода навигации является также необходимость большой сети наземных устройств для точного определения параметров орбит космических аппаратов.

Этот метод можно применять для навигации искусственных спутников Земли и космических аппаратов при полетах к Луне и другим планетам.

Метод замкнутой цепи

Метод замкнутой цепи, применяемый для построения системы навигации, заключается в следующем. Решение навигационной задачи осуществляется в заранее выбранной системе осей координат, положение которых относительно инерциального пространства известно и которые могут быть реализованы с помощью бортового устройства. Такими осями могут быть направления на звезды и направление местной вертикали относительно выбранной планеты. Зная траекторию движения и предполагаемую модель поля сил в данной области космического пространства для определенного момента времени, можно определить приближенно координаты и скорость КЛА.

С помощью бортовой системы навигации измеряют текущие значения направляющих углов на выбранные ориентиры. Данные измерения вводят в вычислительное устройство. В результате сравнения измеренных и вычисленных данных вырабатываются текущие параметры, которые являются начальными условиями для вычисления координат и скорости КЛА. Затем этот процесс повторяется.

Метод замкнутой цепи позволяет улучшить начальные условия для вычисления параметров движения (координат и скорости) следующим образом. Допустим, что известны приближенные значения координат местонахождения и скорости в момент времени t_0. Эти значения нужно принять за начальные условия, чтобы решить уравнение движения КЛА. Уравнение движения нужно

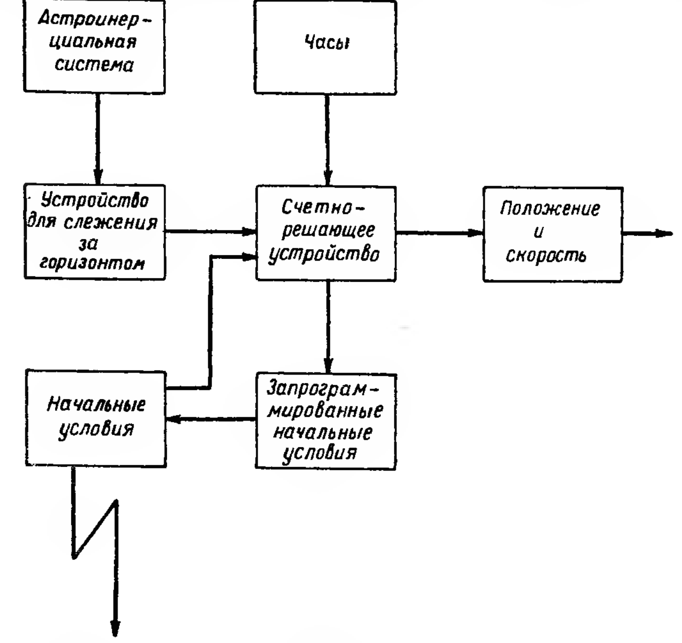


Рис. 75. Блок-схема, поясняющая метод замкнутой цепи

составлять с учетом всех возмущений (сил тяготения, сопротивления атмосферы и др.), воздействующих на объект в данной области космического пространства.

Решив это уравнение, получают значения положения и скорости в различные моменты времени, близкие к t_0. Полученные величины служат для вычисления углов, определяющих положение местной вертикали в те же моменты времени. Эти вычисленные углы связаны с углами, измеренными в те же моменты времени, и с частными производными вычисленных углов таким образом, что получаются коэффициенты уравнений движения, изменяющиеся во времени. Решив теперь уравнение движения, можно получить более точные значения

положения и скорости в момент времени t_0. Весь цикл вычислений повторяется для следующего момента времени $t_п > t_0 + T$ и т. д. Благодаря тому что метод замкнутой цепи позволяет произвести многократные измерения за некоторый интервал времени и осреднение результатов вычислений, он обладает высокой точностью. Время осреднения T зависит от степени приближения поля сил, от числа угловых измерений, необходимых для получения требуемого коэффициента сглаживания, и, наконец, от высоты орбиты. Функциональная схема, поясняющая метод замкнутой цепи системы навигации, приведена на рис. 75. Эта схема не является единственно возможной, ее можно изменять применительно к условиям использования датчиков первичной информации.

Можно значительно повысить точность этой системы, если в качестве начальных данных использовать информацию, получаемую с Земли. Однако в этом случае нарушится автономность системы.

§ 6.3. НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ ИСЗ

Искусственные спутники Земли, полет которых происходит в сфере действия притяжения Земли, можно разделить на две группы:

— ИСЗ, не возвращаемые на Землю;

— ИСЗ, возвращаемые на Землю.

ИСЗ этих групп могут встречаться и производить стыковку с одним или несколькими спутниками. В связи со специфическими особенностями навигационного обеспечения, необходимого для выполнения этих операций, эти вопросы будут рассмотрены отдельно.

Определение координат и скорости на этапе вывода ИСЗ для указанных выше групп осуществляется системой управления ракеты-носителя и здесь не рассматривается. При полете по орбите навигационное обеспечение может производиться различными комплексами, выбор которых зависит от задач ИСЗ.

Навигация ИСЗ, не возвращаемых на Землю

Характерной особенностью ИСЗ, возвращение которых на Землю не предусмотрено, является полная автоматизация процесса определения навигационных данных

на борту объекта. Решение задач разведки, а также встречи и стыковки на орбите предъявляет весьма высокие требования к точности навигации. Чтобы выполнить поставленные задачи, система навигации должна работать автономно в течение длительного времени.

Для навигации можно использовать метод разомкнутой цепи. В качестве бортового оборудования можно использовать аналитическую вертикаль, принцип работы и состав аппаратуры которой описаны в § 3.6 гл. III. Для измерения параметров движения (положения и скорости) можно использовать контрольно-измерительный комплекс (гл. V).

Навигация ИСЗ, параметры движения которых изменяются под действием импульсов тяги, осуществляется тем же комплексом бортового оборудования и тремя ортогональными интегрирующими акселерометрами. Акселерометры, жестко установленные на корпусе спутника, осуществляют измерение и однократное интегрирование ускорений спутника, возникающих под действием импульсов тяги.

Навигация ИСЗ, возвращаемых на Землю

Основной задачей ИСЗ, возвращаемых на Землю, является получение необходимой научной, военной и другой информации в космосе и доставка аппаратуры или экипажа на Землю. В связи с этим к навигационной аппаратуре предъявляются весьма высокие требования.

Задача навигации в этом случае заключается в навигации при полете по орбите и навигации при входе в плотные слои атмосферы, спуске и посадке. Траектории при входе в плотные слои атмосферы и посадке для пилотируемых и беспилотных ИСЗ зависят от аэродинамических качеств объекта.

Рассмотрим методы и средства навигации ИСЗ, применяемые при полете по орбите, возвращении и посадке. При полете пилотируемых или беспилотных ИСЗ по орбите необходимо определять навигационные параметры и передавать их в систему управления, выдавать необходимую информацию на индикаторы для обеспечения управления полетом вручную, а также осуществлять индикацию отказов системы и ее узлов.

Навигация при полете по орбите может быть осуществлена методом замкнутой цепи с коррекцией от наземных станций. В состав бортовой аппаратуры, блок-схема которой показана на рис. 75, должен входить приемник сигналов коррекции. С помощью астро-инерциальной системы определяют положение опорной системы координат, направление на выбранные звезды (т. е. материализуют систему осей). Она является также сглаживающим фильтром для ИК вертикали. Инерциальная система в условиях невесомости работает в режиме силового гироскопического стабилизатора. Акселерометры же измеряют ускорения объекта, возникающие под действием импульсов тяги двигателей при корректировании траектории движения и стабилизации положения ИСЗ в пространстве. Сигналы акселерометра после интегрирования вводятся в вычислители в качестве поправок к выдаваемым значениям координат и скорости.

Вычислительное устройство не только производит операции, необходимые для работы системы по методу замкнутой цепи, но и вырабатывает сигналы управления для удержания гиростабилизатора в направлении геоцентрической вертикали. Чтобы уменьшить вес и габариты оборудования системы, можно использовать астроследящую систему с одним телескопом, который поочередно через небольшие интервалы времени производит пеленгование выбранных звезд. Сигналы управления перекидкой телескопа вырабатываются также в вычислителе (на рис. 75 эти связи не показаны).

Навигационная информация с выхода вычислителя поступает на вход системы управления ИСЗ и на индикаторы, с которыми работает летчик-космонавт. При входе ИСЗ в плотные слои атмосферы, спуске и посадке действует тормозной двигатель. Для ИСЗ, который входит в атмосферу по вертикальной траектории, основной задачей является выработка команды на срабатывание устройств для раскрытия парашюта. Для этого необходимо непрерывно определять координаты, скорость и курс, например, с помощью инерциальной системы. Время полета с момента схода с орбиты до момента срабатывания тормозного устройства невелико, поэтому накопление ошибок в этот период также невелико. Определить курс можно с помощью инерциальной системы или астрономического компаса, работающего по звезде или Солнцу.

Для осуществления мягкой посадки при вертикальной траектории спуска необходимо непрерывно и с высокой

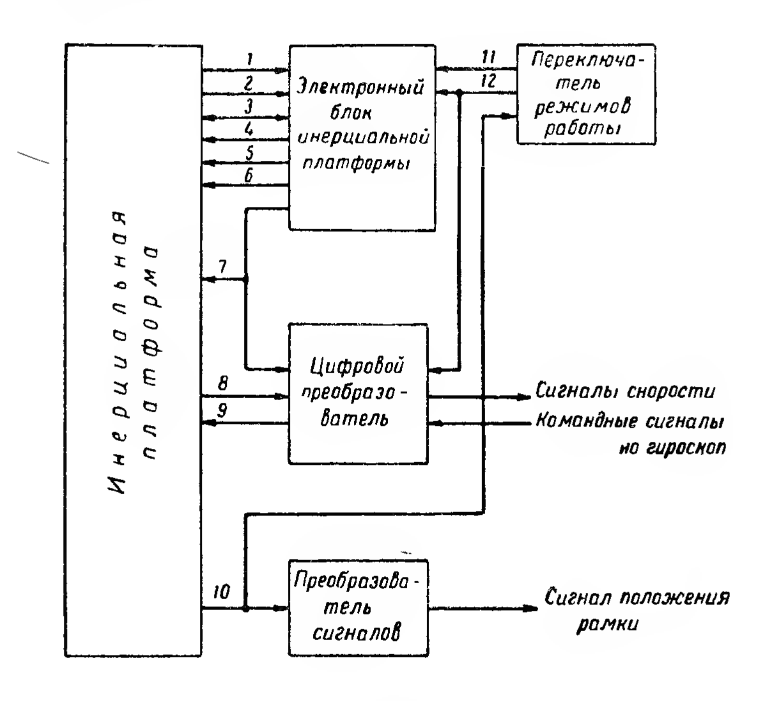


Рис. 76. Упрощенная блок-схема блока инерциальных датчиков:

1 — гиродатчики и датчики крена; *2* — акселерометры; *3* — сигналы об изменении температуры; *4* — сигналы моментного датчика на раме; *5* — сигналы на акселерометре; *6* — источник питания обогревателя; *7* — стабилизатор мощности; *8* — выходной сигнал акселерометров; *9* — моментные импульсы гироскопа; *10* — выходные сигналы положения рамы гироподвеса (аналоговые сигиалы): *11* — сигналы арретира рамы; *12* — переключение режимов

точностью измерять горизонтальную и вертикальную составляющие скорости и высоты. С достаточной степенью точности определяют эти параметры допплеровский измеритель скорости и импульсный радиолокационный высотомер.

На рис. 76 показана блок-схема инерциальной системы навигации, разработанной в США.

Эта система состоит из пульта управления и четырех блоков: гиростабилизированной платформы, электронного блока, цифрового преобразователя и приобразователя сигналов. Гиростабилизированная платформа типа Р-300 состоит из стабилизирующего устройства с двумя поплавковыми гироскопами и тремя акселерометрами, у которых инерционные массы подвешены в жидкости. Для предотвращения завала платформы при больших углах маневра служит четвертая рамка карданного подвеса. Это обеспечивает летательному аппарату возможность маневрирования без нарушения ориентации стабилизирующего элемента. В гироскопах применен воздушный подвес ротора, что обеспечивает малый дрейф (не более 0,01 *град/час*) и длительный срок службы (до 2000 *час*). Платформа, включая внутренние невращающиеся амортизаторы для системы рамок, помещена в герметически запаянный контейнер размером 16,25 × × 16,25 × 25 *см*. В контейнере есть необходимый обдув гироскопов как изнутри, так и снаружи. Вес платформы 6,7 *кг*.

Электронный блок состоит из сервоусилителей для управления рамками и датчиками ускорений, вспомогательных электронных схем управления и специальных источников для работы блока инерциальных датчиков. Цифровой преобразователь превращает выходные сигналы акселерометра в цифровые данные для вычислителя навигационных параметров и обеспечивает приложение момента к гироскопам в соответствии с командными сигналами вычислителя. В блоке преобразования сигналов углы поворота рамки блока инерциальных датчиков преобразуются в выходные сигналы, необходимые для управления летательным аппаратом. Пульт управления, являющийся частью панели управления системой, обеспечивает переключение режимов работы и подачу командных сигналов в различные блоки системы. Электронный блок весит 17,2 *кг* и потребляет электроэнергии около 170 *вт*. Чувствительные оси гиростабилизированной платформы можно ориентировать в инерциальной или географической системе координат. Выбор системы координат для полета зависит от формы траектории, расстояния и времени полета, требований индикации, типа вспомогательного оборудования и других факторов. Первоначальная выставка платформы в требуемую систему

координат может осуществляться на Земле и в полете.

Значительно возрастают требования к навигационной системе при горизонтальной траектории возвращения, спуске и посадке. Обусловлено это тем, что ИСЗ необходимо вывести в район посадки и посадить. В связи с этим траекторию полета, начиная с момента схода с орбиты и кончая моментом посадки и приземления ИСЗ, разбивают на два участка. Первый участок — это вход в плотные слои атмосферы и спуск до зоны действия средств управления движением (УВД) и посадки. Второй участок — зона действия средств УВД и посадки. На первом участке траектории навигация осуществляется описанными выше средствами, т. е. астро-инерциальными системами. Время полета на этом участке может быть значительно больше, чем при вертикальном спуске; в связи с этим ошибки инерциальной системы слишком велики. Для коррекции ошибок инерциальной системы можно использовать сигналы допплеровского измерителя скорости. С помощью астро-инерциальной системы с коррекцией по скорости можно с высокой точностью определить координаты, скорость и курс.

Для обеспечения автоматического управления ИСЗ на этом участке полета, кроме координат, скорости и курса, необходимо измерять воздушные параметры, т. е. приборную воздушную скорость, барометрическую высоту, число М, истинную воздушную скорость, углы крена, тангажа, атаки и другие параметры.

В комплекс оборудования ИСЗ входит навигационно-пилотажный вычислитель, который обрабатывает информацию, поступающую от инерциальных и воздушных датчиков, выдает необходимую информацию в систему управления полетом и на индикаторы, с которыми работает летчик-космонавт (рис. 77). Предусматривается также ввод данных непосредственно летчиком-космонавтом и от других датчиков навигационной информации (допплеровского радиолокатора, оптических контрольных устройств и др.).

Характерной особенностью вычислителя является быстрота вычислений, связанных с операциями отключения двигателей, самонастройки и другими, а также высокоточные вычисления для работы инерциальной системе-

мы. Эти вычисления могут выполняться аналого-цифровым устройством.

На втором участке траектории полета навигацию осуществляют с помощью радиолокационных станций и других средств посадки (глиссадных и курсовых маяков и т. п.).

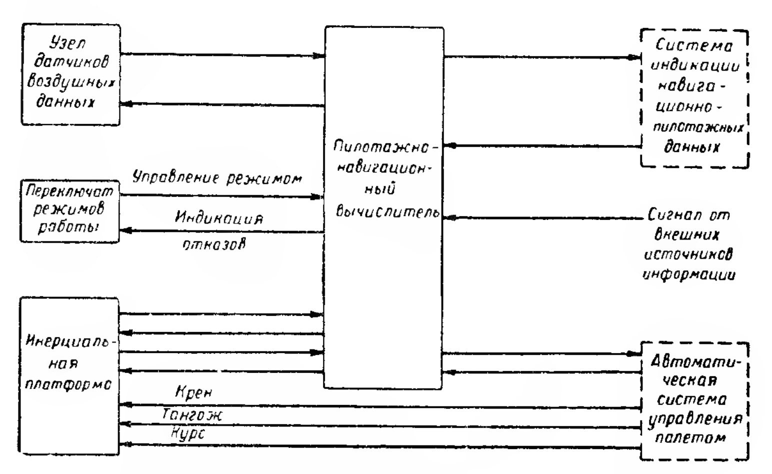


Рис. 77. Блок-схема пилотажно-навигационного оборудования ИСЗ

§ 6.4. НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Межпланетные аппараты, как указывалось выше, летают по сложным траекториям и в условиях, когда внешние возмущения (поля тяготения и др.) недостаточно хорошо известны. Несмотря на многообразие задач, выполняемых межпланетными аппаратами, для навигации их траекторию полета можно разбить на следующие участки: вывод на стартовую орбиту, сход со стартовой орбиты на межпланетную траекторию, движение по межпланетной траектории, полет около планеты с целью выхода на орбиту спутника планеты или на траекторию посадки, посадка, взлет с планеты, полет в обратном направлении и посадка на Землю.

Указанное деление не является единственно возможным: оно может изменяться в зависимости от задач полета.

Методы навигации и комплекс аппаратуры в значительной степени определяются режимами полета. Такими определяющими режимами являются: полет в космическом пространстве без возвращения на Землю и посадки на другую планету, полет к планете-цели с посадкой на нее и возвращением на Землю.

Особенностью первого режима полета является вывод межпланетного аппарата с межпланетной траектории на орбиту планеты и полет по орбите спутника планеты. Подобный режим полета нужен для исследования околопланетного пространства.

Посадка межпланетного аппарата на планету может осуществляться либо непосредственно с межпланетной траектории, либо с орбиты спутника планеты.

Рассмотрим возможные навигационные комплексы, обеспечивающие полет межпланетного летательного аппарата по заданным траекториям.

Навигационный комплекс межпланетного летательного аппарата, не возвращаемого на Землю и не совершающего посадку на планету

При полете межпланетных аппаратов с целью исследования космического пространства траекторию полета можно разделить на следующие участки: вывод на стартовую орбиту, сход со стартовой орбиты на межпланетную траекторию и полет по межпланетной траектории.

Навигационная система для подобных аппаратов может быть построена по методу разомкнутой цепи с коррекцией от станций на Земле. Погрешности в определении координат и скорости объекта будут определяться ошибками наземных средств (радиолокаторов, интерферометров и др.). Однако, когда объект выходит из зоны действия наземных станций (по дальности), система переходит в автономный режим работы. В этот период наблюдается значительный рост ошибок в определении координат скорости. Причинами роста ошибок являются приближенное значение поля сил при составлении исходных уравнений движения и ошибки хода часов.

Чтобы ограничить рост ошибок, в состав аппаратуры необходимо включить астро-допплеровский измеритель скорости, который можно использовать также и для ориентации объекта в пространстве.

Для осуществления перехода с межпланетной траектории на орбиту спутника планеты необходимо точно определить координаты и скорость. В комплекс навигационной системы должна быть включена аппаратура, обеспечивающая полет по орбите спутника планеты. Такой может быть система, построенная по методу замкнутого цикла, в состав которой должен входить, кроме аппаратуры, показанной на рис. 75, радиолокационный или оптический высотомер для измерения высоты при полете по орбите планеты. На рис. 78 показана блок-схема навигационного комплекса и системы управления для полета на Луну (на рисунке не показан высотомер).

Из сказанного можно сделать вывод, что на этапе вывода объекта на стартовую орбиту вокруг Земли навигационный комплекс используют для контроля за траекторией выведения. На стартовой орбите с помощью системы определяют точные значения параметров орбиты и получают сигнал для перехода на траекторию полета к выбранной планете. На межпланетной траектории (средний участок) с целью экономии электроэнергии систему включают периодически по командам с Земли или по программе. В эти периоды определяют текущие значения параметров движения (координаты, скорости), на основании которых выполняются корректирующие маневры.

При включении системы на беспилотных объектах телескопы по команде, идущей от вычислителя, устанавливаются в направлении выбранных звезд, осуществляют их поиск и «захват». ИК вертикаль устанавливается в направлении вертикали, по сигналам которой устанавливается гиростабилизированная платформа.

На пилотируемых объектах начальную установку гиростабилизированной платформы можно производить ручным секстантом.

Навигационный комплекс межпланетного летательного аппарата, осуществляющего посадку на планету

Проведение полета межпланетного летательного аппарата с посадкой на другой планете — одна из сложнейших задач космонавтики. Задача еще более усложняется при возврате объекта на Землю. При выполнении

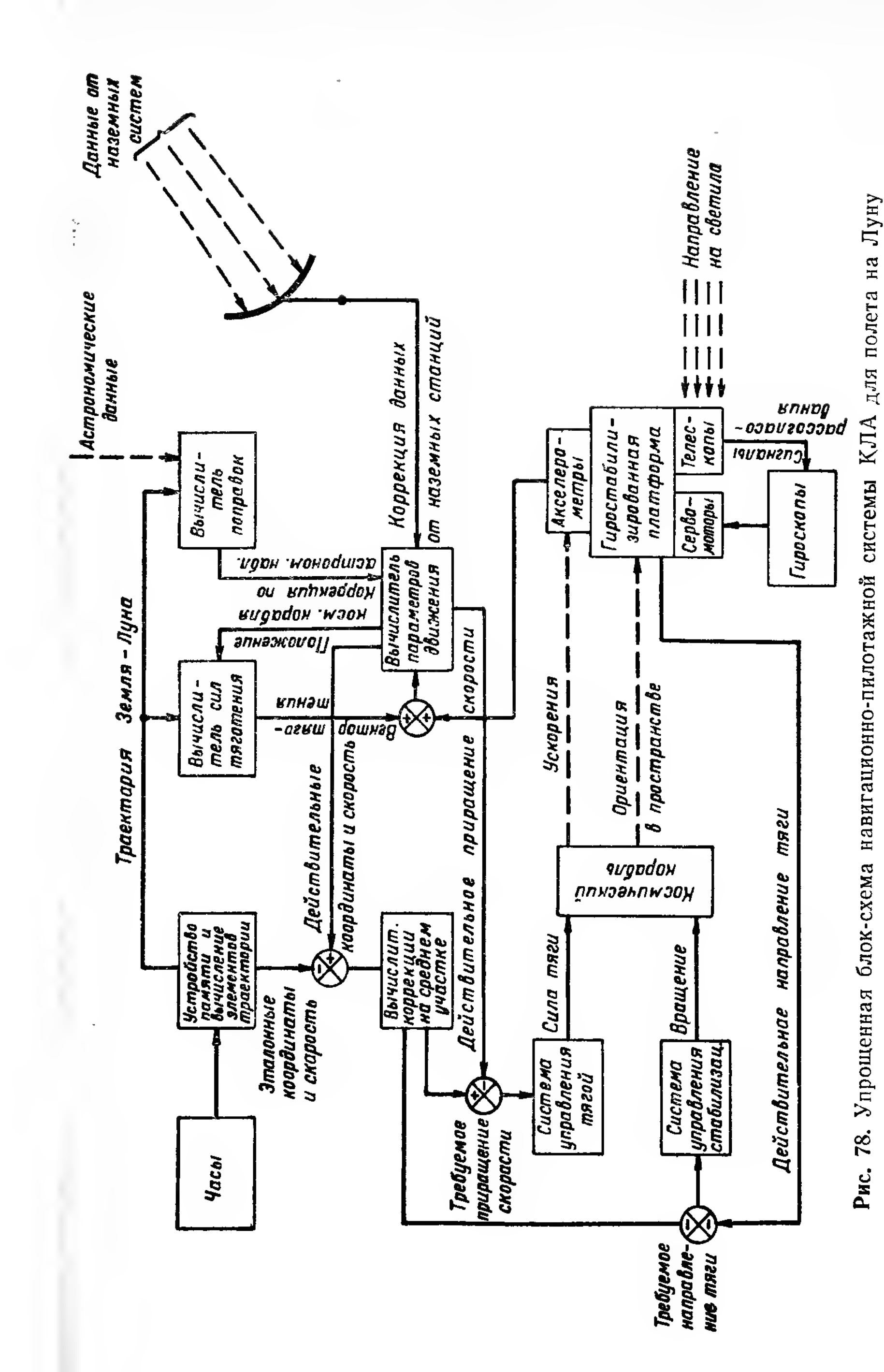


Рис. 78. Упрощенная блок-схема навигационно-пилотажной системы КЛА для полета на Луну

этой задачи необходимо прежде всего решить проблему входа в атмосферу планеты, которая может быть подобна земной атмосфере, отличаться от нее или совсем отсутствовать. Необходимо также учитывать возникновение гравитационного ускорения, зависящего от массы выбранной планеты. Например, гравитационное ускорение межпланетного аппарата при посадке на Юпитер будет в 318 раз больше земного.

На рис. 78 показан комплекс аппаратуры, с помощью которой можно также осуществлять навигацию при выводе на стартовую орбиту, при полете по стартовой и межпланетным траекториям, а также при полете по орбите спутника планеты.

При приближении к планете-цели команда на осуществление ориентации объекта, необходимой для выполнения посадки, подается либо с Земли, либо бортовыми устройствами. На достаточно близком расстоянии от планеты параметры движения определяются только бортовыми устройствами. Посадку можно разделить на два этапа. На первом этапе для начального включения тормозной двигательной системы можно достаточно просто измерить высоту полета космического корабля, т. е. использовать оптический высотомер или импульсный радиолокатор в зависимости от высоты, на которой запускается тормозной двигатель, и от требуемой точности. На втором этапе (на более низких высотах) необходимо измерять высоту, а также вертикальную и горизонтальную составляющие скорости и продолжать их измерение до момента посадки. На этом участке скорость можно измерять с помощью допплеровского многолучевого измерителя.

Например, в создаваемом космическом аппарате «Апполло» (США), предназначенном для полета на Луну и высадки космонавтов на ее поверхность, будет применена система навигационно-пилотажного оборудования, в состав которой войдут следующие элементы: гиростабилизированная платформа с пультом управления, секстант, телескоп, пульт индикации и управления, проектор карт и справочных данных, главный пульт управления, электронно-вычислительная машина с кнопочной панелью и световым табло.

Комплект оборудования навигационно-пилотажной системы будет размещен в передней части командного

отсека аппарата и займет около 0,8 $м^3$. Рассмотрим подробнее устройство и особенности использования отдельных элементов этой системы.

Гиростабилизированная платформа состоит из собственно гиростабилизированной платформы, измерительных элементов и пульта управления.

Блок стабилизированной платформы с измерительными элементами может быть установлен за передней панелью пилотажно-навигационной системы. Карданный подвес платформы обеспечивает полную свободу ее угловых перемещений относительно трех осей. На платформе устанавливаются три стабилизирующих опорных гироскопа плавающего типа и три интегрирующих маятниковых акселерометра, служащие для измерения ускорений по трем осям стабилизации.

Сигналы интегрирующих акселерометров снимаются в дискретной форме, что упрощает ввод данных в вычислитель.

Секстант служит для определения местонахождения летательного аппарата и для контроля за ориентацией гиростабилизированной платформы. Для определения местонахождения корабля измеряют углы визирования наземных или лунных ориентиров и соответствующих навигационных светил.

Предполагают, что за время полета космонавты должны многократно определять координаты объекта с помощью секстанта. Для каждого определения координат необходимо производить не менее трех измерений. Чтобы облегчить работу космонавтов — увеличить интервал времени между последовательными измерениями, не снижая точности результатов, вычислитель производит обработку результатов измерений методом последовательных приближений.

Телескоп предназначен для пеленгации навигационных светил, наземных и лунных ориентиров. Телескоп связан с подвижной визирной системой секстанта; однако он может использоваться и независимо от секстанта. Телескоп имеет два окуляра: обычный, без увеличения, с полем зрения 60° и с трехкратным увеличением, с полем зрения 20°.

Для ориентации по звездам в качестве резервной системы можно использовать астрономическую систему

навигации. Система основана на использовании компаратора. С ее помощью определяют направления на любые три звезды из 50 самых ярких звезд (не меньше 2-й звездной величины). Двухтелескопная система вращается вокруг поперечной оси со скоростью 36 *об/мин*. При этом оптические системы непрерывно производят сканирование небесной сферы с углом обзора 5°. За 1 *мин* завершается сканирование небесной полусферы. Во время сканирования входящий луч света фокусируется оптическими устройствами на фотоумножителе. Выходной сигнал с фотоумножителя поступает в решающую схему, которая по интенсивности сигнала выделяет звезды, введенные в программу системы. Если захваченная звезда совпадает по характеристикам с заранее запрограммированной, то слежение продолжается и включается цифровое устройство, подающее в бортовую систему «памяти» трехосевые координаты в реальном масштабе времени. После того как все три звезды обнаружены и углы между ними вычислены, две из них принимают за звездную пару, начало отсчета инерциальных координат которой известно.

Для определения точного местоположения из 98% всех возможных комбинаций необходимо опознать только три звезды и только в некоторых случаях (2%) нужно будет использовать четвертую звезду.

Измерения по звездам производятся только относительно стабилизированной платформы и не зависят от других данных о положении в пространстве.

Точность системы — 30″, точность же самого следящего за звездами устройства — 10″.

Пульт индикации и управления состоит из пяти одинаковых блоков, используемых для точных измерений углов наклона оптических осей секстанта, телескопа и углов крена, тангажа и рысканья корабля, а также для управления ориентацией космического корабля при пеленгации ориентиров и светил.

Проектор карт и справочных данных предназначен для выдачи космонавтам полетных карт, справочных материалов, инструкций и прочих данных, необходимых для обеспечения полета. Все эти данные записаны на микропленке и проектируются на экран, расположенный в верхней части панели. Система управления проектором обеспечивает быстрое отыскание нужного материала.

На главном пульте управления навигационно-пилотажной системы сосредоточены органы управления ориентацией корабля, секстантом, телескопом, проектором карт и справочных данных, двигателями системы ориентации и системой регулирования температуры гиростабилизированной платформы.

Электронно-вычислительная машина (ЭВМ) дискретного счета представляет собой универсальную машину параллельного действия (вес около 27 *кг*). Машина выдает космонавту информацию о месте нахождения корабля, направлении полета и отклонениях от расчетной траектории, сигнализирует о необходимости выполнения определенных маневров и вводе команд, а также в случае необходимости обеспечивает автоматическое управление полетом и посадкой космического корабля.

Ввод данных в электронно-вычислительную машину от гиростабилизированной платформы и секстанта осуществляется автоматически. Космонавт вводит данные и подает команды с помощью клавишной панели управления.

§ 6.5. КОМПЛЕКС НАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ, НЕОБХОДИМЫХ ДЛЯ ВСТРЕЧИ И СТЫКОВКИ НА ОРБИТЕ

Для освоения космического пространства большое значение имеет разрешение проблем встречи космических летательных аппаратов, сборки станций на орбите, запуска межпланетных аппаратов со стартовых орбит и перехвата спутников. Для осуществления этих планов необходимо создать хорошо управляемые КЛА, способные просуществовать долгое время.

Особенности навигации при встрече космических кораблей на орбите

При встрече КЛА на орбите с целью сборки базового спутника навигация может осуществляться указанными выше методами. Однако на конечном участке встречи нужно весьма точно определить координаты и их скорости на малых расстояниях. И, кроме того, необходима угловая ориентация кооперируемых спутников. Для

этой цели служит измерительная аппаратура, состоящая из поискового и следящего радиолокаторов, установленных на базовом КЛА, и радиолокационного ответчика, установленного на присоединяемом спутнике.

Наиболее подходящим является радиолокатор с частотной модуляцией и непрерывным излучением. Вместо радиолокатора, работающего в сантиметровом диапазоне

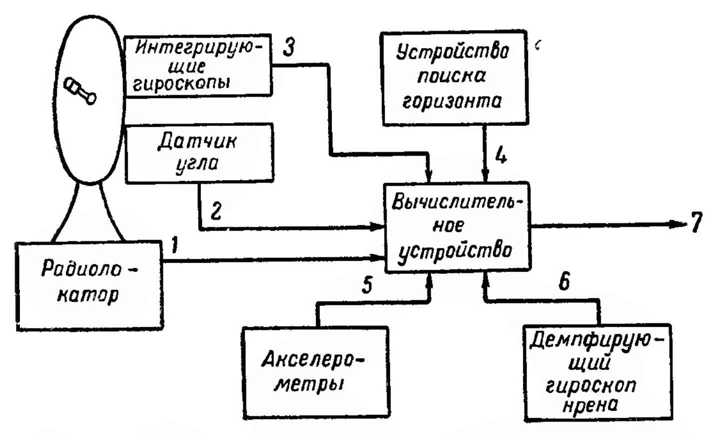


Рис. 79. Блок-схема радиолокатора с частотной модуляцией, применяемого в системе наведения и управления базового КЛА:
1 — расстояние и скорость сближения; *2* — угол обзора радиолокатора; *3* — угловая скорость линии визирования; *4* — текущая вертикаль; *5* — ускорение; *6* — угловая скорость крена

волн, можно использовать оптический локатор, работающий на лазере (§ 5.9 гл. IV). В этом случае можно получить более точные измерения. На рис. 79 показана блок-схема радиолокатора с частотной модуляцией, применяемого в системе наведения и управления базового КЛА. Расстояние, скорость сближения и изменение угла визирования определяются с помощью радиолокаторов и интегрирующих гироскопов.

Положение спутника относительно управляемого КЛА (базового) определяется измерением дальности по линии визирования. Угловые вращения линии визирования, измеренные интегрирующими гироскопами, удерживаются приблизительно на уровне нуля, для того чтобы управляемая часть приняла правильное положение в период подготовки к соединению.

С помощью акселерометров определяют составляющие ускорения на активном участке. Информация, полученная с помощью радиолокатора, акселерометров, ИК вертикали и гироскопов, поступает в вычислительное устройство. Выходные сигналы вычислительного устройства используются для управления двигателями космического корабля.

Система навигации при встрече и стыковке с базовым спутником

Сборка на орбите космической станции может осуществляться на основе базового управляющего спутника, запускаемого на круговую орбиту. В состав бортового оборудования базового спутника могут входить: аппаратура ориентации и управления наведением, счетно-решающее устройство, связная аппаратура и другое оборудование, необходимое для осуществления встречи и стыковки на орбите.

Различают два типа ИСЗ, с которыми может осуществляться встреча: активные и пассивные. На активном ИСЗ-цели устанавливается радиомаяк или радиолокационный импульсный повторитель, на пассивном ИСЗ-цели — лишь связка уголковых отражателей, которые представляют собой поверхности, способные направленно отражать падающую на них электромагнитную энергию. Это делается для того, чтобы увеличить эффективную площадь отражения и дальность действия радиолокационных станций обнаружения и сопровождения.

Траектория движения КЛА при встрече с базовым спутником на орбите разделяется на следующие этапы: траектория вывода на орбиту и орбита встречи. Последний этап включает быструю и медленную погоню. На этом этапе происходит стыковка с базовым спутником. На рис. 80 показана траектория встречи в одной плоскости, по которой предполагается осуществить встречу базового спутника «Аджена-Д» с КЛА «Джеминай» (США). На этом же рисунке показаны круговая траектория движения базового спутника, положение КЛА в начальной фазе полета и траектория при медленной погоне. Положение бортового спутника и КЛА

в начальной стадии встречи характеризуется углом запаздывания.

Навигация и управление базового спутника могут осуществляться с помощью радио-инерциальной системы, в состав которой входят бортовая инерциальная система, цифровая вычислительная машина, а также наземные радиолокационные станции наведения.

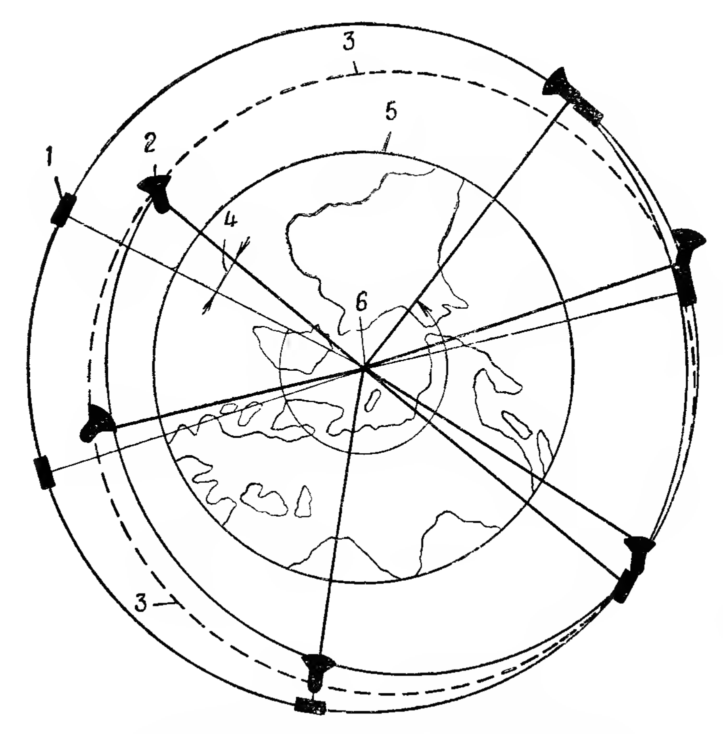


Рис. 80. Траектория встречи в одной плоскости:

1 — круговая траектория движения базового спутника «Аджена-Д»; *2* — космический корабль «Джемини» в начальной фазе полета; *3* — орбита при медленной погоне; *4* — угол отставания; *5* — Земля; *6* — центр Земли

При взлете КЛА управление осуществляется наземной радиолокационной станцией с индикацией углов тангажа и рысканья бортовыми приборами. ЦВМ работает при замкнутой цепи обратной связи в период взлета КЛА. При этом она выдает команды наведения без

коррекции ошибок. Машина рассчитывает азимутальный угол запуска, плоскость орбиты базового спутника, с которым производится встреча, положение и скорость КЛА.

Запрограммированные команды управления обеспечивают необходимый крен и тангаж объекта для завершения первой фазы полета. После выгорания топлива в первой ступени включается цепь обратной связи для коррекции ошибок наведения с учетом данных скорости спутника, поступающих от наземной станции сопровождения. ЦВМ рассчитывает необходимую тягу двигателя второй ступени для достижения заданной орбиты, после чего двигатель отключается.

Синхронизация орбит осуществляется ступенчатым регулированием тяги двигателей. При быстрой погоне регулирование тяги производится через 5°, угол отставания *4* (рис. 80) достигает 10°. После достижения такого угла отставания наземная станция слежения начинает выдавать в бортовую ЦВМ орбитальные параметры базового и присоединяемого спутников.

С помощью наземной вычислительной машины определяют необходимые изменения приращения скорости и периоды регулирования тяги. Команды передаются по линии связи. Затем регулирование тяги производится через 1° до достижения угла отставания 3°.

При расстоянии между кораблем и базовым спутником около 400 *км* бортовая радиолокационная станция захватывает цель и данные с РЛС в цифровой форме передаются в ЦВМ. Эти данные о дальности цели, углах места и азимута выражены в системе координат КЛА. ЦВМ преобразует их в систему координат стабилизированной платформы для управления сближением с целью.

На этапе непосредственного сближения определение параметров движения и пространственного положения может осуществляться различными средствами. В качестве таких средств можно использовать радиолокаторы с частотной модуляцией, работающие в режиме непрерывного генерирования, инфракрасные системы, оптические системы, допплеровские системы, работающие в радио- и оптическом диапазонах (лазеры), и другие.

Пространственную стабилизацию космических аппаратов при встрече могут обеспечить гироскопические и астрономические стабилизаторы и датчики горизонта.

§ 6.6. АППАРАТУРА, ПРИМЕНЯЕМАЯ ДЛЯ ПЕРЕХВАТА ИСЗ

В задачу спутника-перехватчика входит отыскание ИСЗ-цели, опознавание и определение его координат для принятия тактических решений. Для выполнения этих задач наиболее перспективными считаются комбинированные системы, в которых используются радиолокаторы с лазерами, излучающими видимые или ультрафиолетовые лучи, а также пассивные оптические системы и радиолокаторы, работающие в радиодиапазоне. На ИСЗ-перехватчике может быть установлена пассивная аппаратура для обнаружения ядерного излучения или радиоизлучения ИСЗ-цели. Радиолокационные импульсные или частотно-модулированные станции осуществляют поиск, захват и сопровождение ИСЗ-цели с расстояний от 150—200 *км* до 30 *м*.

Комплексные оптические системы включают ИК оборудование и лазеры. В этих системах с помощью ИК оборудования осуществляют захват и сопровождение цели по угловым координатам, а с помощью оптического локатора определяют дальность. Такие пассивные оптические системы (ИК диапазон) более выгодны для поиска целей в космическом пространстве, так как они используют энергию, излучаемую или отражаемую самими целями. При этом можно использовать отраженные солнечные лучи, тепловое излучение обшивки, а также излучение газовых струй, истекающих из сопел ракетных двигателей, применяемых для осуществления маневра и управления положением ИСЗ в пространстве. Отраженная солнечная радиация является более интенсивной, чем тепловая, и поэтому более приемлема для обнаружения ИСЗ. Однако при движении ИСЗ по низким орбитам его будет значительно хуже видно, так как большую часть времени он будет находиться в тени Земли.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Stearus E. V., Frye W. E. Space Aeronautics, 48—51, March, 1959.
2. Вопросы ракетной техники, 1960, № 8.
3. Lormore L. Selestial Observatious for Spose Navigation Aerospace Engineering, January, 1959.
4. Сайбель А. Г. Основы радиодальномерии. Оборонгиз, 1960.
5. Селезнёв В. П. Навигационные устройства. Оборонгиз, 1961.
6. Краффт Эрике. Космический полет. Госфизматлит, 1963.
7. Боднер В. А., Фридлендер Г. О., Чистяков Н. И. Авиационные приборы. Оборонгиз, 1960.
8. Денисов В. Г. Навигационное оборудование летательных аппаратов. Оборонгиз, 1963.
9. Управление полетом космических аппаратов. Изд. иностр. лит., 1963.
10. Научные проблемы искусственных спутников. Изд. иностр. лит., 1959.
11. Фридлендер Г. О., Козлов М. С. Авиационные гироскопические приборы. Оборонгиз, 1961.
12. Истерлинг М. А. Радиолокационное сопровождение спутника «Курьер». «Зарубежная электроника», 1963, № 8.
13. Смирнов Г. Д. Навигационные спутники. Воениздат, 1963.
14. Ратц Н. Л. Навигационные спутники. Electronishe Rundshau X, 1961, № 10.
15. Космическая астрофизика. Изд. иностр. лит., 1962.
16. Полонников Р. И. Фотоследящая система.
17. Поваров Н. К. Ядерные генераторы тока с твердой изоляцией и их применение. «Труды ЛАВВИА им. Можайского», вып. 282, 1959.
18. Shori W. Ядерные батареи. «Материалы Международной конференции в Женеве в 1955 г. по мирному использованию атомной энергии», т. 15.
19. Поваров Н. К. Транзисторная электроника в приборостроении. Сборник трудов конференции по полупроводникам. Оборонгиз, 1959.
20. Mc. Murray L. H. Наладка инерциальной навигационной системы. ARS Journal, 1961, vol. 31, № 3, p. 356—360.
21. Боднер В. А., Селезнёв В. П. К теории погрешностей пространственной астроавигации. Изд. АН СССР, 1960, № 2.

22. Klein I. I. Nongyrascopic inertial Reference. IRE Traus. Automat. Control, 1959, № 2, 4.
23. Aviation Week, May, 25 1959.
24. Preprint Amer. Astronaut. Soc, 1961, № 94, p. 26.
25. IRE Traus. Space Electronic and Telemet, march, 1962.
26 Proc. IRE, 1960, vol. 48, № 4.
27. Space Aeronautics, 1963, VI, № 1.
28. Debey L. G. Tracking in Space by DOPLOC. IRE Traus. on Military Electrouics, MIL—4, 1960, № 2—3, p. 332.
29. Electronics, 1959, vol. 32, № 6, p. 39—43.
30. Jet Propulsion, 1958, vol. 28, № 8, p. 532—540.
31. Куликовский П. Г. Справочник астронома-любителя. Гостехтеоретиздат, 1953.
32. Missiles and Rockets, 1962, March 12, vol. 10, № 11, p. 22—23.
33. Journal of the SMPTE, 1962, vol. 71, № 11, p. 823—827. Glei A. E. The Design and Operational Philosophy of the Bollistic Camera Systems at the Atlantic Missile Range.
34. Space Aeronautics, 1963, vol. 39, № 4, p. 132—133.
35. Mussiles and Rockets, 1960, Dec. 5, p. 22—23.
36. Tatr. A. Spasescan a Radio Broadcast System of Space Navigation. IRE. International Convention Record, 1962, vol. 10, part 5, p. 272—280.
37. Вопросы ракетной техники, 1960, № 8.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Селезнев Василий Петрович, Кирст Михаил Андреевич

СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

М., Воениздат, 1965 г., 208 с.

Редактор *К. Ф. Тресвятский*
Переплет художника *Б. С. Иванова*
Технический редактор *М. Н. Каленова*
Корректоры *С. В. Прокофьева, Л. Д. Кузнецова*

Сдано в набор 3.8.65 г. Г-22448 Подписано к печати 30.10.65 г.
Формат бумаги $84 \times 108^1/_{32}$—$6^1/_2$ печ. л. —10,66 усл. печ. л.—10,185 уч.-изд. л.
Тираж 4500 экз. ТП № 157 1965 г.
Изд. № 7/5565 *Цена 46 коп.* Зак. 1013

1-я типография
Военного издательства Министерства обороны СССР
Москва, К-6, проезд Скворцова-Степанова, дом 3